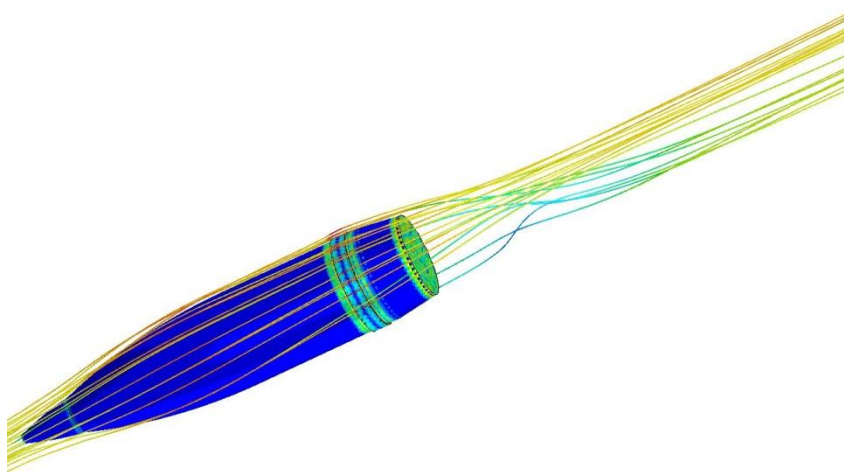




TÉCNICO
LISBOA

academia **MM**
militar



Análise de Balística Externa de um Projétil de Calibre 155 mm

Rui Filipe da Silva Fonte-Boa

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Mecânica

Orientadores: Dr. José Manuel da Silva Chaves Ribeiro Pereira
Prof. José Alberto de Jesus Borges

Júri

Presidente: Prof. Viriato Sérgio de Almeida Semião
Orientador: Dr. José Manuel da Silva Chaves Ribeiro Pereira
Vogais: Prof. Pedro da Graça Tavares Alvares Serrão
Capitão Manuel José Silva Neves Morgado

Outubro 2014

Aos meus Pais, Irmão e Inês Duarte

Agradecimentos

Com este pequeno texto gostaria de expressar os meus agradecimentos a todas as pessoas que, de uma forma ou de outra, contribuíram para que eu alcançasse finalmente esta meta tão desejada, em especial:

- Ao meu orientador, Doutor José Chaves Pereira, e ao meu coorientador, Professor Doutor José Borges, a oportunidade que me deram para realizar este trabalho, bem como todos os conselhos, paciência, apoio e amizade que demonstraram ao longo deste ano letivo;

- Ao Diretor de Curso de Serviço de Material da Academia Militar, Coronel de Material João Paulo Barreiros Pereira da Silva, que acompanhou todo o meu percurso desde o início e pelo sacrifício, esforço e dedicação prestados em prol dos alunos do Serviço de Material, bem como aos camaradas do Curso de Serviço de Material todos os conselhos e as experiências vividas ao longo destes seis anos na Academia Militar;

- Ao Capitão Humberto Gouveia, ao Tenente João Chora e ao Tenente Hélder Santos, todos eles camaradas de Artilharia, todo o auxílio, prontidão e disponibilidade que demonstraram em ajudar nas questões relacionadas com a Artilharia;

- A todos os meus colegas do Instituto Superior Técnico pelo apoio e ajuda prestados nestes últimos anos, sobretudo ao João Dias, Pedro Couto, Pedro Gomes e Emanuel Teodori;

- Aos meus camaradas e amigos Miguel Gonçalves, Carlos Bom, Luís Lavrador, Aires D'Alva e Nuno Silva pela verdadeira amizade e pelas palavras de força, ânimo e motivação nos momentos bons e menos bons, ajudando-me a continuar esta longa caminhada. Obrigado pelas brincadeiras e aventuras partilhadas. Todos vós, cada um à sua maneira, contribuiu para o meu sucesso.

- À minha família, em especial aos meus pais e irmão, que sempre me apoiaram nas minhas decisões e me deram muita força e coragem para trilhar este longo e árduo percurso. Se aqui cheguei, sei que a vós muito vos devo e agradecer-vos é o mínimo que posso fazer, mas é por essa mesma razão que sempre me dediquei de corpo e alma quando surge um desafio, nunca baixando os braços, até conseguir superá-lo.

- E por último, mas não menos importante, queria agradecer à minha namorada, Inês Duarte, toda a paciência, incentivo, preocupação e palavras nos momentos mais complicados, para que eu alcançasse com o maior sucesso esta meta, bem como pela companhia nas longas horas a trabalhar na faculdade. Obrigado pelo amor, carinho, ajuda e amizade que sempre me deste. Sem a tua inspiração e motivação, sem dúvida alguma que teria sido bem mais complicado alcançar este objetivo tão desejado.

Resumo

O objetivo desta Dissertação é propor uma geometria para um projétil de combate a incêndios. É utilizado o código de volume finito *Star – CCM+*[®] para calcular forças e momentos que atuam no projétil e é criado um código no *Mathematica*[®] para definir as características da trajetória. O *PRODAS V3*[®] é utilizado de modo a verificar e validar os modelos implementados.

Inicialmente, o procedimento adotado consistiu em criar uma metodologia completa para uma munição existente que permitisse ser verificada e validada com a literatura disponível. Foi realizada uma extensa caracterização aerodinâmica através de CFD, a fim de se estabelecer o comportamento das forças e momentos que atuam nos projéteis e assim fornecer os dados necessários para o modelo 6 DOF. As forças e momentos dependem do ângulo de ataque. Concluiu-se que a cinta de travamento, a cinta de guiamento e o efeito de Coriolis eram desprezáveis quando comparados com os resultados obtidos.

Na fase seguinte foram testadas seis geometrias diferentes, variando-se o comprimento e o nariz. Definiu-se para este projétil uma velocidade inicial de 100 m/s, 10 kg, concluindo-se que o comprimento total seria de 697,1 mm e perfil semiesférico, com capacidade para transportar 7,5 dm³ no interior. Foram realizados testes com vento para avaliar a estabilidade em voo, e o software e processo de análise desenvolvido neste trabalho estão disponíveis, sendo um contributo para o projeto FIREND.

Palavras-chave: Projétil de combate a incêndios, geometria de projéteis, cálculo de coeficientes de aerobalística, trajetória de seis graus de liberdade, análise de estabilidade dinâmica.

Abstract

The objective of this work was to propose an external geometry for a firefighting projectile named FIREND. The finite volume code *Star – CCM+*[®] is used to calculate forces and moments acting on the projectile. The characteristics of the trajectory are computed using *Mathematica*[®]. The *PRODAS V3*[®] software was used to verify and validate the models implemented.

Initially, the procedure adopted was to create a methodology for an existing ammunition that would allow to be verified and validated with the available literature. An extensive aerodynamic characterization has been done through CFD in order to establish the projectile in terms of forces and moments which depend on the angle of attack and thus feed the script for 6-DOF computation. It was concluded that the locking strap, the guiding strap and the Coriolis drift were negligible compared to the results obtained.

In the following phase six different geometries were tested, varying the length and the nose geometry. It was defined for this projectile an initial velocity is 100 m/s and the weight 10 kg, concluding that the total length would be 697.1 mm and hemispherical profile with the capacity to transport 7.5 dm³ inside. Wind tests were conducted to evaluate the projectile stability in flight. The software and analysis process developed in this work are available, being a contribution to the project FIREND.

Keywords: Firefighting projectile, projectile geometry, computation of aeroballistic coefficients, six degree-of-freedom trajectory, dynamic stability analysis.

Conteúdo

Agradecimentos	v
Resumo	vii
Abstract	ix
Lista de Tabelas	xiii
Lista de Figuras	xvi
Lista de Símbolos	xix
Glossário	xxi
1 Introdução	1
1.1 Motivação	1
1.2 Estado de Arte	2
1.2.1 Projeto FIREND	2
1.2.2 Balística Externa	4
1.2.3 Computational Fluid Dynamics	5
1.3 Objetivos	7
1.4 Estrutura da Dissertação	8
2 Metodologia	9
2.1 Dinâmica do Corpo Rígido	9
2.1.1 Modelação	9
2.1.2 Estabilidade	12
2.2 Modelo de Fluido	13
2.2.1 Equações de Navier-Stokes	13
2.2.2 Reynolds Average Navier-Stokes	14
2.2.3 Equação da Energia	14
2.3 Parâmetros de Semelhança	15
2.3.1 Número de Mach	15
2.3.2 Número de Reynolds	15
2.4 Simplificações	16
3 Verificação e Validação	17
3.1 Características da Munição M107	17

3.2	Opções	20
3.3	Malha para Discretização do Domínio Computacional	21
3.3.1	Aproximações ao Nível da Malha	21
3.3.2	Metodologia de Modelação	22
3.4	Modelos Físicos	26
3.4.1	Modelo de Escoamento	26
3.4.2	Modelo de Turbulência	28
3.5	Análise do Escoamento em Função do Ângulo de Ataque	29
3.6	Parâmetros do Mathematica	33
3.7	Trajectoria	37
3.7.1	Alcance	37
3.7.2	Desvio Lateral	39
3.7.3	Influência do Vento	41
3.8	Outros Parâmetros	45
3.8.1	Efeito de Coriolis	45
4	Resultados	47
4.1	Condições Iniciais	47
4.2	Geometrias Estudadas	48
4.3	Geometria Adotada	50
4.3.1	Resultados das Simulações CFD	54
4.3.2	Análise da Trajetória	59
5	Conclusões e Trabalhos Futuros	65
5.1	Conclusões	65
5.2	Trabalhos Futuros	66
	Bibliografia	70
A	Apêndices	71
A.1	Geometrias	71
A.1.1	Condições Específicas das Geometrias	71
A.1.2	Diferentes Geometrias Estudadas	74

Lista de Tabelas

3.1	Características geométricas munição M107	17
3.2	Características aerodinâmicas para $v = 211.8$ m/s (velocidade para carga 1).	17
3.3	Comparação do coeficiente de resistência obtido para diferentes tipos de escoamentos.	27
3.4	Comparação dos resultados obtidos.	33
3.5	Alcances com $v = 211.8$ m/s em função do β	37
3.6	Desvio lateral com $v = 211.8$ m/s em função do β	40
3.7	Influência do vento com $v = 211.8$ m/s em função do β	41
3.8	Efeito de Coriolis no desvio lateral sofrido pelo projétil.	45
4.1	Condições iniciais de funcionamento.	47
4.2	Diferentes geometrias testadas.	49
4.3	Parâmetros implementados no código.	49
4.4	Diferentes limites em função da velocidade do vento para o FIREND 155 mm.	50
4.5	Resultados das forças e momentos no CG com o ângulo de ataque.	58
4.6	Diferentes limites em função da velocidade do vento para o projétil FIREND 155 mm.	59
A.1	Massas específicas dos diferentes projéteis.	71
A.2	Dados técnicos do projétil FIREND 155 mm.	72
A.3	Diferentes limites em função da velocidade do vento para a geometria versão 1.	74
A.4	Diferentes limites em função da velocidade do vento para a geometria versão 2.	77
A.5	Diferentes limites em função da velocidade do vento para a geometria versão 3.	80
A.6	Diferentes limites em função da velocidade do vento para a geometria versão 5.	83
A.7	Diferentes limites em função da velocidade do vento para a geometria versão 6.	86

Lista de Figuras

1.1	Evolução do FIREND 105 mm ao longo dos anos.	2
1.2	Conjunto de componentes que constituem o FIREND 105 mm.	3
1.3	Diversos subsistemas que constituem o FIREND 105 mm.	3
1.4	Proposta da forma exterior do FIREND 155 mm em perspetiva.	4
1.5	Representação do ângulo de ataque num projétil.	7
2.1	Referencial utilizado.	10
3.1	Geometria e representação do CG e do CP da munição M107.	18
3.2	Fotografia real do projétil M107 155 mm, já disparado, com cinta de travamento.	18
3.3	Modelação do projétil M107 155 mm em CFD.	19
3.4	Variação do coeficiente de resistência com Ma	20
3.5	Transição do regime laminar para regime turbulento.	21
3.6	Influência da cinta de guiamento na malha.	22
3.7	Modelos para definir o tipo de malha utilizada.	23
3.8	Malhas com diferentes número de células.	24
3.9	Evolução do coeficiente de resistência com o refinamento da malha.	25
3.10	Malha na zona correspondente à cinta de travamento.	26
3.11	Refinamento na zona correspondente à variante simplificada da cinta de travamento.	26
3.12	Comparação do coeficiente de resistência obtido para os diferentes tipos de escoamento.	27
3.13	Representação do y^+ ao longo do projétil.	28
3.14	Esteira altamente turbulenta.	28
3.15	Modelos físicos selecionados para caraterizar o tipo de escoamento.	29
3.16	Variação das forças e momentos com o ângulo de ataque.	30
3.17	Variação da energia cinética turbulenta.	31
3.18	Distribuição da pressão na parede.	32
3.19	Variação da altitude em função do alcance.	34
3.20	Variação do ângulo de ataque ao longo do tempo.	35
3.21	Resultados com $dt = 0.0001$ s.	36
3.22	Resultados dos alcances dos diferentes programas.	37
3.23	Variação da altitude em função do alcance.	38

3.24	Variação da velocidade no tempo.	39
3.25	Desvio lateral em função do alcance.	40
3.26	Variação do ângulo de ataque com a velocidade do vento.	43
3.27	Variação da trajetória do nariz do projétil com a velocidade do vento.	44
3.28	Influência da velocidade do vento no alcance.	45
3.29	Variação do desvio lateral.	46
4.1	Geometria e representação do CG e do CP da geometria versão 1.	48
4.2	Geometria e representação do CG e do CP da geometria versão 4.	48
4.3	Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil FIREND 155 mm.	51
4.4	Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil FIREND 155 mm.	52
4.5	Geometria FIREND 155 mm com CP e CG.	53
4.6	Malha utilizada na FIREND 155 mm.	54
4.7	y^+ para simulação com $\alpha = 0^\circ$	54
4.8	Distribuição da pressão na parede.	55
4.9	Variação da energia cinética turbulenta.	56
4.10	Variação da velocidade.	57
4.11	Variação das forças e momentos com o ângulo de ataque.	58
4.12	Variação do ângulo de ataque com o ângulo de lançamento e a velocidade do vento.	60
4.13	Trajетória descrita pelo nariz com o ângulo de lançamento e a velocidade do vento.	61
4.14	Alcance e altura com o ângulo de lançamento e a velocidade do vento.	62
4.15	Desvio e altura com o ângulo de lançamento e a velocidade do vento.	63
A.1	Descrição dos diversos componentes do projétil FIREND 155 mm.	73
A.2	Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil versão 1.	74
A.3	Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil versão 1.	75
A.4	Caraterísticas obtidas em CFD para o projétil da versão 1.	76
A.5	Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil versão 2.	77
A.6	Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil versão 2.	78
A.7	Caraterísticas obtidas em CFD para o projétil da versão 2.	79
A.8	Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil versão 3.	80
A.9	Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil versão 3.	81
A.10	Caraterísticas obtidas em CFD para o projétil da versão 3.	82
A.11	Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil versão 5.	83
A.12	Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil versão 5.	84
A.13	Caraterísticas obtidas em CFD para o projétil da versão 5.	85
A.14	Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil versão 6.	86
A.15	Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil versão 6.	87
A.16	Caraterísticas obtidas em CFD para o projétil da versão 6.	88

Lista de Símbolos

Símbolos gregos

α	Ângulo de Ataque
β	Ângulo de Lançamento
Δ	Intervalo de Tempo da Discretização
δ	Delta de Kronecker
ϵ	Erro
μ	Viscosidade Dinâmica
ω	Velocidade de Rotação
ϕ	Ângulo de Roll
ψ	Ângulo de Yaw
ρ	Densidade
τ	Tensor das Tensões
θ	Ângulo de Pitch

Símbolos romanos

\vec{R}	Matriz de Rotação
a_i	Aceleração
A_f	Área Frontal
C_D	Coeficiente de Drag
c_p	Calor Específico
C_{M_α}	Coeficiente do Momento de Pitch
dt	Intervalo de Tempo
F	Fluxo Difusivo de Energia

F_i	Força
h	Entalpia
h_{max}	Altura Máxima
I	Momento de Inércia
L	Comprimento
M	Massa Molar do Gás
m	Massa
p	Pressão
R	Constante dos Gases Perfeitos
R_c	Raio de Concordância
Ref_L	Referência do Comprimento
S	Taxa de Deformação do Tensor
S_g	Fator de Estabilidade Giroscópica
T	Temperatura
$t_{h_{max}}$	Tempo da Altura Máxima
t_{voo}	Tempo de Voo
U	Velocidade do Escoamento
v	Velocidade
v_{vento}	Velocidade do Vento
x	Alcance
x_i	Posição da Coordenada
x_{max}	Alcance Máximo
y^+	Distância à Parede Adimensionalizada
z	Desvio Lateral

Subscritos

i	Inicial
i, j, k	Índices computacionais
s	Som

x, y, z Coordenadas Cartesianas

Sobrescritos

' Flutuações no tempo

0 Condição de referência

- Média

B Body

R Referencial

Glossário

3D	Três Dimensões
CAD	Computer-aided design
CFD	Computational Fluid Dynamics
CG	Centro de Gravidade
CPU	Central Processing Unit
CP	Centro de Pressão
Carga 1	Carga mínima de pólvora utilizada pela artilharia para fazer tiro. Para a munição M107 e obus M114A1 corresponde a uma velocidade do projétil à boca do tubo de 211.8 m/s
DD	Diâmetro à Direita
DE	Diâmetro à Esquerda
Drag	Força de Resistência
Lift	Força de Sustentação
Ma	Número de Mach
PTN	Pressão e Temperatura Normal
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stokes
RBD	Rigid Body Dynamics
Re_x	Número de Reynolds

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação

A ocorrência de fogos florestais, com especial incidência nos meses mais quentes, é algo que se tem verificado cada vez mais nos últimos anos. Apesar de existirem atualmente diversos meios de combate a incêndios, por vezes a sua atuação não é tão eficaz quanto se gostaria. Como tal, qualquer meio complementar de auxílio que possa ser prestado à Proteção Civil é sempre bem vindo, para que os incêndios não se alastrem em demasia. A evolução dos meios de combate a incêndios é vital para que a natureza seja preservada, assim como pessoas e bens.

O projeto FIREND consiste no desenvolvimento de um projétil de artilharia destinado a combater incêndios, particularmente em situações de grande adversidade. Este projeto surgiu no ano de 2005 [1] e em 2012 a munição pôde finalmente ser testada [2]. Contudo, até à data referida anteriormente, apenas se tinham realizado estudos para um projétil de artilharia de calibre 105 mm. Em 2013 este conceito sofreu algumas evoluções, entre elas adotou-se o calibre 155 mm, ao invés de 105 mm como tinha sido feito anteriormente. Uma das principais causas que justificam esta evolução prende-se com o facto do volume transportado no interior do projétil 155 mm ser idêntico ao volume transportado por um extintor, sendo aproximadamente três vezes superior ao que é transportado por um projétil 105 mm [3].

O projétil FIREND não visa substituir a atuação dos bombeiros, nem dos meios aéreos que combatem os incêndios, mas visa sim o reforço das suas capacidades, com o intuito de maximizar o rendimento no combate aos incêndios. A atuação deste projétil permite combater incêndios à distância em zonas de elevado declive e de difícil acesso para os meios terrestres, bem como em situações de visibilidade reduzida, período noturno e perante condições atmosféricas adversas que, por vezes, impossibilitam a atuação dos meios aéreos.

Com a implementação deste projeto, as Forças Armadas podem assim ter outro tipo de missões em tempo de paz, com especial interesse para toda a população, o que contribuirá certamente para elevar os seus níveis de motivação e para que sejam reconhecidos pelo seu trabalho prestado em prol da comunidade.

1.2 Estado de Arte

1.2.1 Projeto FIREND

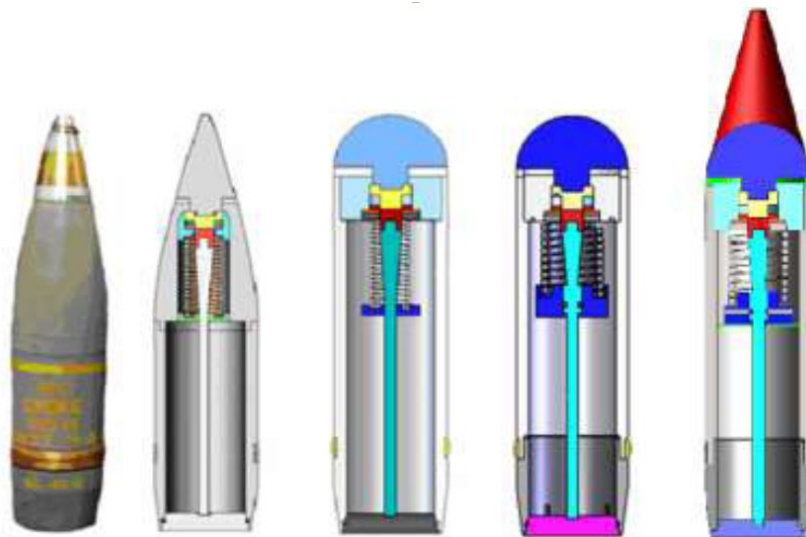


Figura 1.1: Evolução do FIREND 105 mm ao longo dos anos [3].

Este projeto resultou de uma cooperação entre a Academia Militar e o Instituto Superior Técnico, no ano de 2005. A primeira fase do projeto consistiu em definir qual a configuração a ser adotada para o novo projétil a ser criado. Posto isto, e após acesso autorizado a informação confidencial sobre material de guerra, tal configuração pôde ser verificada, conseguindo-se reproduzir a forma da espoleta, da ogiva e do corpo do chassis. Procedeu-se ainda à divisão da munição em diversos subsistemas [1].

No ano seguinte, a geometria sofreu modificações, ilustradas na figura 1.1, nomeadamente ao nível da espoleta que passou a ter uma forma semiesférica, ao invés da sua forma inicial que era ogival, à semelhança de uma munição convencional. Com isto, pretendeu-se aumentar a eficiência do subsistema da espoleta mecânica aquando do impacto do projétil no solo. Também se conseguiu, deste modo, aumentar o volume de material a transportar no interior do projétil [4].

Após se ter definido a geometria exterior do projétil, no ano que se seguiu, em 2007, o processo de evolução direccionou-se para o melhoramento dos subsistemas ao nível do interior do projétil, como por exemplo da membrana fusível. Neste caso específico foram realizados ensaios para testar o seu correto funcionamento. Foi também neste ano que os primeiros testes de estabilidade de voo e trajetórias, com recurso a um software de CFD, foram efetuados [5].

Em 2008 o principal foco do projeto incidiu em fazer-se uma nova caracterização dos diferentes subsistemas do projétil e uma seleção dos diferentes materiais que os constituem. Ainda se verificou a ocorrência da atuação mecânica através do acionamento da membrana fusível e a interação entre os diversos materiais após a sua montagem conjunta ser finalizada. Este conceito pôde finalmente ser posto em prática e, assim, recolherem-se dados experimentais [6].

Mais tarde, em 2012, existiu uma nova reformulação dos subsistemas e dos respetivos

componentes. Na figura 1.2 pode-se observar o conjunto de todas as peças que constituem o FIREND 105 mm.

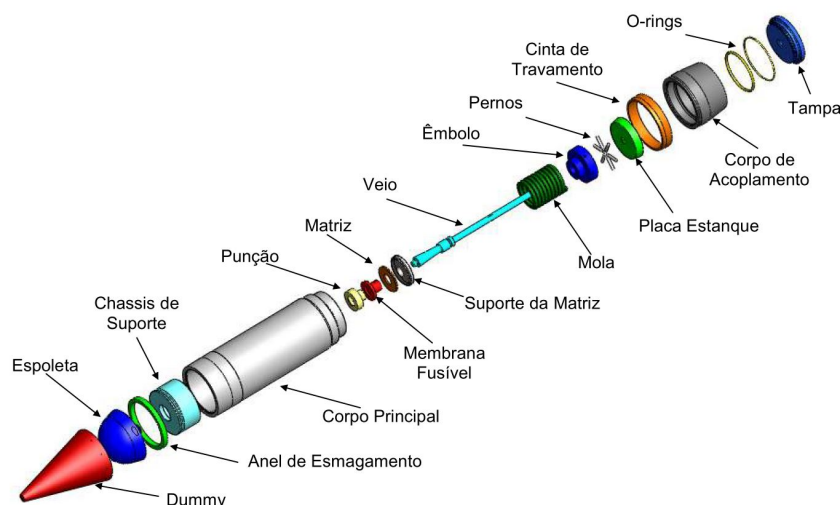


Figura 1.2: Conjunto de componentes que constituem o FIREND 105 mm [2].

O trabalho entretanto desenvolvido permitiu a fabricação de cinco projéteis [2]. Estes projéteis foram utilizados em contexto de tiro real no polígono da antiga Escola Prática de Artilharia, sediada em Vendas Novas. Os resultados que daí advieram foram positivos, nomeadamente no que diz respeito ao comportamento da cinta de travamento, que permitiu uma melhor obturação, no comportamento aerodinâmico sem a utilização do subsistema *dummy*, presente na figura 1.3, que se revelou muito estável, e na dispersão das posições de impacto ao longo dos ensaios balísticos, em termos de área, que foi bastante reduzida, perfazendo os objetivos pretendidos [2].

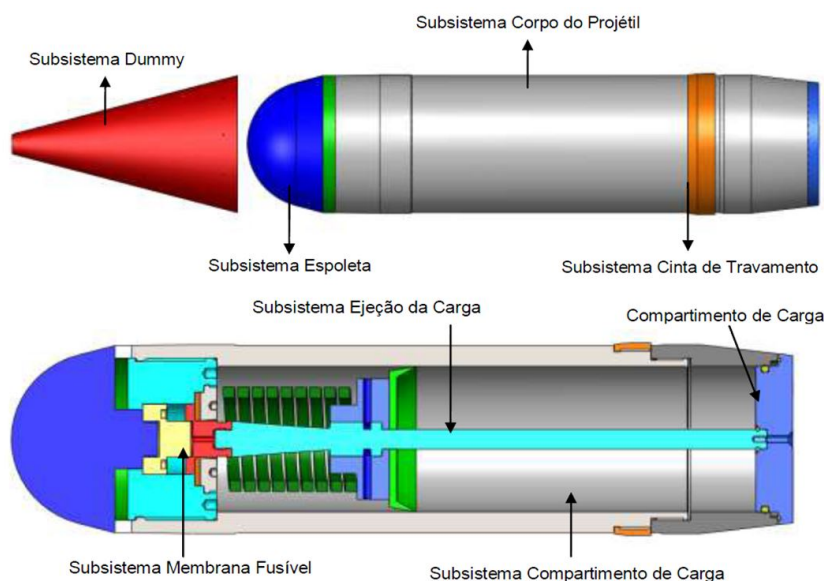


Figura 1.3: Diversos subsistemas que constituem o FIREND 105 mm [3].

No ano de 2013 o projeto sofreu novas modificações, sendo de realçar o aumento do calibre do

projétil, que passou a ser de 155 mm, figura 1.4, em vez dos 105 mm estudados até então, e ainda da implementação de atuação eletrônica [7]. As principais vantagens deste tipo de atuação são a possibilidade do utilizador poder definir o tempo, a que corresponde uma dada altura em relação ao solo, sendo a carga libertada através de um sistema de altimetria, o que permite obter uma melhor eficiência da atuação da mesma. Permite ainda uma redução do peso e volume associados à utilização do subsistema de atuação baseado na energia potencial de uma mola em compressão, que anteriormente era responsável pelo acionamento da detonação mecânica. Quanto ao aumento do calibre, a vantagem evidente é o aumento de volume disponível para transportar o material retardante [3].



Figura 1.4: Proposta da forma exterior do FIREND 155 mm em perspetiva [3].

1.2.2 Balística Externa

O tratamento da componente de balística externa do projétil requiere a unificação da nomenclatura, quer seja em inglês [8], quer seja em português [5].

Ao longo dos tempos, os modelos existentes para o estudo da trajetória de projéteis foram evoluindo. Muito genericamente este tipo de análise teve início com o caso mais simples, o *Modelo In-Vacuo*, que assentava em duas premissas: o projétil seria representado por um ponto de massa que descreve uma trajetória no vácuo, tendo em conta a ação gravítica. As principais características deste modelo são: trajetória simétrica segundo uma linha vertical onde se atinge a altura máxima; o alcance depende apenas da velocidade de saída do projétil e do ângulo de lançamento; a velocidade mínima é atingida no pico de altura máxima; a trajetória não depende da natureza do projétil [8].

Uma modificação simplificativa ao modelo no vazio resultou pela introdução do conceito de resistência resultante do facto de o meio envolvente ao projétil na sua trajetória ser constituído por ar. A evolução que se seguiu incorporou as alterações que ocorrem no vento, determinado em condições padrão, como por exemplo o modelo ISA (International Standard Atmosphere), influenciando diretamente a trajetória, tais como rajadas de vento e vento lateral. Por esta altura a variação da densidade do ar em função da altitude ainda era desprezada, desde que a variação fosse pequena. Só mais tarde foi considerado o efeito de Coriolis, passando a denominar-se *Point Mass Model* [8].

Mais tarde surgiu outro modelo, conhecido por *Modified Point Mass Trajectory*. Foi este o primeiro método utilizado para simular trajetórias para a elaboração das tábuas de tiro. A principal desvantagem do *Point Mass Model* é que não tem em conta qualquer um dos efeitos causados pela rotação do projétil. Existem dois efeitos principais, que dependem um do outro, conhecidos como o equilíbrio do *Yaw* e a força de Magnus, que passaram a ser considerados pelo *Modified Point Mass Model* [8]. O equilíbrio

do *Yaw* provoca diferentes efeitos, tais como: aumenta a força de resistência do projétil durante o voo e produz uma força lateral no projétil para a direita desde a traseira quando a rotação é no sentido dos ponteiros do relógio.

Recentemente, o modelo de seis graus de liberdade, ou *6 DOF Model*, passou a considerar mais dois parâmetros que o modelo anterior: *Yaw* no plano vertical e amortecimento da rotação acoplada [8]. No entanto, como a simulação deste modelo é computacionalmente dispendiosa quando colocada em prática, por vezes recorre-se a uma aproximação do *Modified Point Mass Model*, que consiste em extrair a solução particular ignorando o movimento transiente, em vez de se concentrar no *Yaw* em repouso, no desvio lateral e no efeito da resistência provocado pelo *Yaw* [8].

Os diversos modelos produzem diversas soluções, quer seja na altura máxima alcançada, quer seja no alcance máximo [9]. Comparando os resultados obtidos pelos diversos modelos com os valores das tabelas de tiro pode-se observar que os resultados obtidos não distam em muito dos valores tabelados. Para trajetórias tensas, com pequenos ângulos de lançamento, o *Modified Point Mass Model* forneceu os melhores resultados. No entanto, quando se faz uma avaliação global, pode-se afirmar que o *6 DOF Model* é o modelo que melhor representa o fenómeno físico do voo balístico, sendo que neste trabalho o objetivo fulcral é garantir a estabilidade de voo do projétil, e não tanto a precisão dos resultados para o alcance e desvio lateral, daí ser o *6 DOF model* o modelo indicado para fornecer os resultados finais [9].

Em 2009 foram efetuados estudos para calcular a trajetória de um projétil de 105 mm utilizando o modelo *6 DOF*, implementado na altura, e recorreu-se ao auxílio do *PRODAS V3*[®] para calcular as propriedades de voo [10].

É importante salientar que existem efeitos externos que também afetam a trajetória do projétil. Um desses efeitos é o efeito de Coriolis, que é representado por uma força que atua perpendicularmente à direção do movimento [11]. Contudo, a magnitude desta força é tão pequena que para alcances inferiores a 20 km é desprezável, que é o caso que se está a estudar [11]. Para além do efeito de Coriolis existem outros fatores que influenciam a trajetória. São eles: ângulo de lançamento, velocidade de lançamento, massa e forma do projétil, vento, forças e momentos induzidos pela rotação, ângulo de ataque e efeitos meteorológicos [8]. A forma do projétil tem influência direta na resistência que este oferece em voo [12]. Esta resistência divide-se em dois tipos fundamentais: a resultante da pressão do ar e a que resulta da fricção do corpo do projétil com o meio envolvente. Existe ainda um terceiro tipo de resistência proveniente das ondas de choque quando o projétil atinge velocidades supersónicas [13]. Porém, este último tipo não terá influência no desenvolvimento do presente trabalho visto que se definiu para o projeto velocidades de trabalho subsónicas.

1.2.3 Computational Fluid Dynamics

Existem diversas abordagens para prever as forças e momentos aerodinâmicas de um projétil em voo atmosférico: os métodos empíricos; os testes em túnel de vento; as simulações de dinâmica de fluidos computacional [14]. Para a elaboração deste trabalho recorrer-se-á ao auxílio das simulações

computational fluid dynamics (CFD), que consistem numa técnica baseada em princípios e não envolvem testes físicos, permitindo que as equações fundamentais de dinâmica de fluidos sejam resolvidas numericamente para uma configuração específica. Os códigos computacionais mais sofisticados são capazes de obter resultados precisos em regime não estacionário, utilizando as equações de Navier-Stokes.

A utilização das metodologias de CFD para abordar um problema tem por base um procedimento muito específico. Durante o pré-processamento é necessário definir a geometria do objeto em estudo, bem como o seu domínio, sendo este dividido em células distintas [15]. O conjunto destas células compõe a malha. A escolha da malha a ser implementada é muito importante porque irá ter um papel decisivo na solução das equações diferenciais [16]. Tem que se ter especial atenção às zonas críticas da geometria, onde será necessário inserir um maior número de pontos. Outros aspetos a ter em conta nesta fase de processamento são a escolha dos modelos físicos e a implementação das condições de fronteira. O software de CFD permite calcular as forças e momentos em cada instante e reportar para o utilizador.

Alternativamente ao recurso a CFD existem diversos códigos computacionais que oferecem a capacidade de prever com precisão as forças e os momentos que atuam sobre o corpo dos projéteis. O efeito da resistência é uma força considerável que atua em todos os projéteis [17]. Para o calibre de 155 mm existem diversos estudos para os quais os resultados se encontram tabelados, permitindo dessa forma estabelecer comparações com os resultados obtidos [10].

A metodologia mencionada anteriormente, em que os resultados computacionais são comparados com dados experimentais tabelados, já remonta à vários anos, sendo que nos finais da década de 80, os estudos computacionais realizados [18] foram comparados com dados experimentais para as distribuições de pressão ao longo da superfície do projétil e perfis de velocidades.

Em 2005, Sahu propôs um método acoplado, que consiste na resolução das equações uma a uma atualizando os resultados das mesmas a cada iteração, para prever em tempo real a aerodinâmica em regime não estacionário e trajetórias de voo de projéteis com estabilizadores a diferentes velocidades. No entanto, também referiu que seria necessário ser realizado um trabalho adicional para continuar a validação dos resultados obtidos com dados e resultados de outras técnicas.

Depois disto, ainda Sahu [19], recorrendo a algumas aproximações, testou também uma simulação de um corpo rígido em CFD, quer para velocidades supersónicas, tendo na sua configuração estabilizadores, quer para velocidades subsónicas (Mach 0.4), em que se considera velocidade de rotação e ângulo de ataque para o projétil. Dadas as restrições de capacidade computacional da altura, uma simulação em regime não estacionário levava milhares de horas de tempo de CPU. Mais tarde [20], demonstrou ainda um método semelhante, no entanto aqui, em vez de utilizar estabilizadores, os estudos tiveram por base a introdução de rotação no projétil, sendo este o caso de estudo de maior interesse para este trabalho.

O projétil FIREND não integra estabilizadores, o que implicaria um controlo de navegação remoto para o projétil, porque o sistema de armas utilizado pressupõe a rotação do projétil. É esta velocidade de rotação que permite que o projétil apresente um comportamento estável durante a sua trajetória.

O projétil a ser criado tem como objetivo apresentar um comportamento estável ao longo da trajetória.

À semelhança da análise de estabilidade realizada para o projétil de calibre 105 mm, também neste trabalho se irá testar uma geometria com o perfil do nariz semiesférico, ao invés de um perfil cônico das munições de guerra convencionais, de modo a maximizar o volume no interior do projétil. Nessa análise concluiu-se ainda que a rotação estabilizada dos projéteis para uma razão L/D (L é o comprimento do projétil e D é o calibre) maior do que 7 tende a ser instável, a não ser que sejam utilizados componentes adicionais para garantir a estabilidade. Contudo o aumento da resistência é uma consequência óbvia e direta das alterações referidas.

Outro parâmetro que tem uma enorme importância na análise de estabilidade de voo é o ângulo de ataque, apresentado na figura 1.5, que é adquirido pelo projétil ao longo da sua trajetória, que no caso de ser elevado conduz à sua queda prematura.

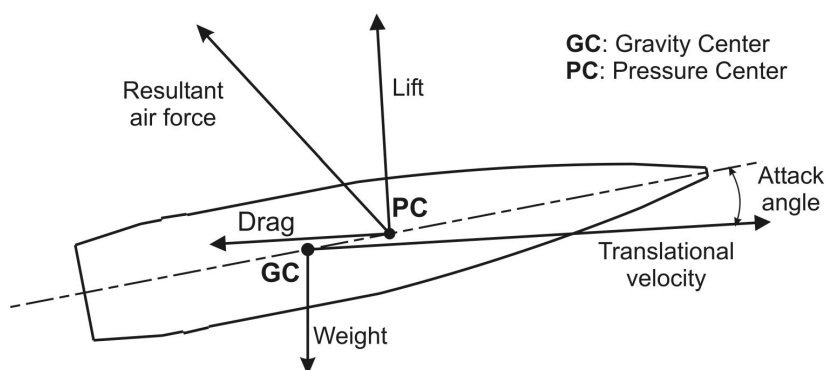


Figura 1.5: Representação do ângulo de ataque num projétil [21].

Garibaldi et al [21] verificaram a influência do ângulo de ataque num projétil de 155 mm, idêntico ao que irá aqui ser estudado. Os casos por eles abordados consideram 0° e 5° de ângulo de ataque, sendo estas condições apropriadas para comparar os resultados numéricos com os experimentais. Como se pôde constatar, com a introdução de um ângulo de ataque de 5° , a força de sustentação aumentou consideravelmente, bem como a força axial devido ao efeito de Magnus.

Os efeitos da rotação da Terra terão de ser contabilizados para uma correta determinação do percurso da munição. Vários autores têm dedicado algum trabalho nessa temática para produzir com precisão os desvios verticais e horizontais devido ao efeito de Coriolis [22], tendo sido desenvolvido para tal efeito um método de análise para aplicações de fogo direto [23].

1.3 Objetivos

O trabalho enquadra-se nas atividades de cooperação em formação avançada e I&D entre a Academia Militar e o Instituto Superior Técnico. O tema insere-se num contexto mais alargado, que é o Projeto FIREND, que visa o combate a incêndios com recurso ao lançamento de projéteis de artilharia com

cargas de retardante.

O presente trabalho visa caraterizar, do ponto de vista aerodinâmico, projéteis de artilharia não convencionais, utilizando as ferramentas computacionais *Star – CCM+*[®] e *PRODAS V3*[®]. Como o foco principal para o produto final será obter o máximo de eficácia por parte do projétil, certamente que as caraterísticas da carga a transportar, como por exemplo líquido ou pó químico, bem como a geometria e outros aspetos decorrentes da natureza particular do projétil serão diferentes do que é conhecido, daí a designação de "não convencional". De forma a que este estudo não se torne bastante dispendioso com testes de voo recorrer-se-á das valências dos simuladores computacionais de CFD, para que os coeficientes de força e de momento possam ser calculados, e também de métodos pseudo-empíricos de previsão, como se encontra documentado na literatura de balística externa. Como objetivo final pretende-se construir um sistema de simulação composto por um acoplamento de resultados provenientes da análise aerodinâmica com o cálculo da trajetória com 6 graus de liberdade.

Com vista à contribuição para o desenvolvimento da munição do Projeto FIREND, esta Tese tem como objetivo primeiro colaborar no estabelecimento de uma plataforma computacional, verificada e validada, que presta auxílio à decisão na medida em que se consubstancia numa abordagem de prototipagem virtual da munição, no que respeita a todos os aspetos de balística externa: trajetória, estabilidade, limites, tabelas de tiro virtuais.

A metodologia estabelecida permite o uso em processos de optimização da munição e em trabalhos de complexidade adicional tais como, por exemplo, cargas não sólidas.

1.4 Estrutura da Dissertação

A Tese está estruturada em 5 capítulos. Os capítulos que se seguem são os seguintes:

- No capítulo 2 será feita uma revisão bibliográfica ao nível da balística externa, mecânica dos fluidos computacional (CFD), bem como de todo o Projeto FIREND.
- O capítulo 3 é onde será realizada a Verificação & Validação de todo o processo do ponto de vista da determinação das caraterísticas aerodinâmicas da munição e da determinação da trajetória, para que no final deste processo iterativo se possam tirar as primeiras conclusões e, assim, avançar para o próximo capítulo. Para tal, recorrer-se-á às ferramentas computacionais *Star – CCM+*[®] e *PRODAS V3*[®]
- O capítulo 4 destina-se a avaliar várias geometrias e a calcular uma delas com maior detalhe, para determinadas condições de operação, explorando deste modo aspetos relacionados com a estabilidade de voo do projétil.
- No capítulo 5 serão apresentadas as conclusões desta Tese, bem como sugestões para trabalhos futuros.

Capítulo 2

Metodologia

Neste capítulo será apresentado e descrito cada modelo físico a ser implementado no presente trabalho. Será analisada a *Rigid Body Dynamics* (RBD), onde haverá especial atenção para a escolha/implementação do referencial adotado, bem como uma análise da estabilidade e dos movimentos de rotação e translação do projétil. Também será abordada a metodologia CFD utilizada, o modelo de escoamento de fluido e ainda as simplificações necessárias à evolução de todo este processo.

2.1 Dinâmica do Corpo Rígido

2.1.1 Modelação

2.1.1.1 Referencial

Ao longo deste trabalho serão considerados três referenciais distintos para os diferentes cálculos que terão que ser realizados. São eles:

- o referencial $X Y Z$, estático e localizado à saída da boca de fogo. É útil para fazer medições da trajetória ao nível da translação. Como mostra a figura 2.1, é orientado com o eixo X na horizontal e com a direção e sentido inicial do projétil. Por sua vez, o eixo Y encontra-se orientado na vertical e o eixo Z está direcionado para a direita, sendo que um observador situado na boca de fogo a visualizar o projétil ao longo da sua trajetória, observá-lo-á a rodar no sentido dos ponteiros do relógio;
- o referencial $x' y' z'$, localizado no CG do projétil. Ao longo de toda a trajetória, este referencial permanecerá sempre alinhado com o referencial $X Y Z$, acima referido, não sendo solidário com o projétil no efeito de rotação do mesmo;
- o referencial $x y z$, alinhado com o corpo do projétil. Este gira em torno do referencial $x' y' z'$, bem como o projétil, provido de uma velocidade de rotação. O seu eixo x está alinhado com o eixo longitudinal do projétil, direcionado para a frente, isto é, para o nariz do projétil. O eixo z é inicialmente alinhado com o eixo Z , com a mesma direção e sentido. O eixo y é automaticamente definido a partir dos eixos acima referidos anteriormente.

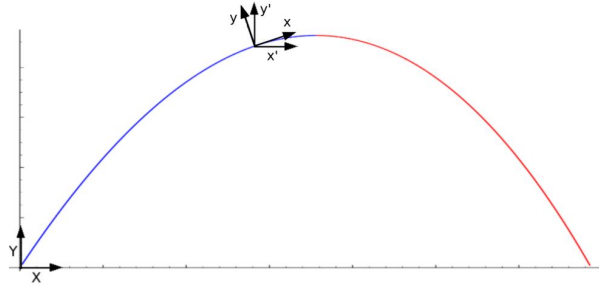


Figura 2.1: Referencial utilizado [?].

2.1.1.2 Translação

O movimento de translação tem por base a segunda Lei de Newton, apresentada na equação 2.1 e representa-se por 3 graus de liberdade, sendo que as coordenadas do CG referem-se ao referencial X Y Z, com $X_i = (X_i, Y_i, Z_i)$.

$$F_i = m a_i \quad (2.1)$$

com $i = \{x, y, z\}$ e F_i e a_i representam cada componente da força e da aceleração, respetivamente. O m da expressão representa a massa do projétil. Tendo o conhecimento das forças aerodinâmicas, previamente obtidas a partir da simulação do escoamento, neste caso particular o *Star-CCM+*[®], e da força gravítica, conhecida, as acelerações provêm naturalmente de uma operação algébrica. Pela definição

$$F_i = \frac{d(m v_i)}{dt} \quad (2.2)$$

sendo

$$a_i = \frac{dv_i}{dt} \quad (2.3)$$

Por integração numérica, uma vez que se tem um intervalo de tempo adequado para a discretização, Δt , definido como constante ao longo da trajetória, tem-se que

$$v_i^{new} = v_i^{old} + \Delta t \cdot a_i \quad (2.4)$$

Integrando a equação 2.3 resulta $v_i = dx_i/dt$, que após a discretização ser feita nos fornece a equação de posição da coordenada x_i do corpo com o tempo. Por fim $x_i^{new} = x_i^{old} + \Delta t \cdot v_i^{old}$ dá a equação discreta de posição do CG.

2.1.1.3 Rotação

O movimento de rotação é representado com três graus de liberdade, três coordenadas angulares que representam a orientação do corpo no espaço 3D sobre o seu centro de massa. $\Theta = \phi, \theta, \psi$, sendo que

ϕ representa o ângulo de *roll*, θ o *pitch* e ψ o ângulo de *yaw*.

A orientação do projétil é definida após três rotações sequenciais, tendo em conta a ordem apresentada anteriormente, - ϕ , θ , ψ - relativamente ao referencial, neste caso o x' y' z' . Para a análise do movimento local do projétil considera-se apenas o ângulo de ataque, definido como o ângulo entre o eixo do projétil e a direção da trajetória (as forças e momentos atuantes em cada instante são função do ângulo de ataque).

Para a rotação 3D foram utilizadas as equações de Euler. Estas equações são escritas num referencial, no qual os eixos correspondem aos eixos principais de inércia. O referencial é solidário com o corpo de forma a manter inalterados os momentos de inércia. Porém, não acompanha a rotação própria do projétil para evitar maiores erros numéricos e também porque não é relevante.

As equações são:

$$\vec{M} = \vec{H} + \vec{R}^{-1} \vec{R} \dot{\vec{H}} \text{ ou } \vec{M} = \vec{I} \vec{\Omega}_B + \vec{\Omega}_R \times (\vec{I} \vec{\Omega}_B) \quad (2.5)$$

onde

$$\vec{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

$$\vec{\Omega} = (\omega_x; \omega_y; \omega_z)$$

Os índices na equação 2.5 B e R representam o corpo e o referencial, respetivamente. Além disso, \vec{R} é a matriz de rotação:

$$\vec{R} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) \cos(\psi) & -\cos(\phi) \sin(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) & \sin(\phi) \sin(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) \\ \cos(\theta) \sin(\psi) & \cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) & -\sin(\phi) \cos(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) \\ -\sin(\theta) & \sin(\phi) \cos(\theta) & \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Na sua forma expandida e tendo em conta que o referencial x' y' z' tem-se que:

$$I_A \frac{\partial \omega_x}{\partial t} = M_x \quad (2.8)$$

$$I_T \frac{\partial \omega_y}{\partial t} + (I_A - I_T) \omega_x \omega_z = M_y$$

$$I_T \frac{\partial \omega_z}{\partial t} + (I_T - I_A) \omega_x \omega_y = M_z$$

Depois de obtidas as velocidades angulares, a orientação do projétil, isto é, a posição angular, pode ser calculada. A partir da relação

$$\vec{R}^{-1} \vec{R} = \hat{\Omega} \quad (2.9)$$

onde

$$\hat{\Omega} = \vec{\Omega}x \quad (2.10)$$

$$\hat{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$$

tem-se que

$$R^{-1}\dot{R} = \hat{\Omega} \quad (2.11)$$

$$\dot{R} = R\hat{\Omega}$$

e agora tem-se uma expressão que, após a integração numérica, fornecerá uma nova posição angular, na forma de uma matriz de rotação. Esta aproximação, baseada na evolução da matriz de rotação, foi escolhida devido à sua forma mais simplificada, sendo que evita algumas singularidades.

É de salientar que, ao contrário do movimento de translação, a matriz de rotação é ortogonal, significando que a sua inversa é igual à transposta. Por via da propriedade da matriz ser ortogonal, três variáveis da matriz ficam automaticamente definidas. Como se têm seis variáveis para definir três graus de liberdade de movimento de rotação em 3D, será necessário proceder à ortonormalização da matriz, sendo para tal realizadas duas ortogonalizações e uma normalização no final.

2.1.2 Estabilidade

É determinante para a definição e controlo dos objetivos que o projétil apresente um comportamento estável durante a sua trajetória. A estabilidade é conseguida em geral através de estabilizadores ou da existência de velocidade de rotação em torno do eixo de simetria.

Em geral, não se cumprindo as condições supracitadas, o projétil não seria estável, e em geral é o que acontece em munições axissimétricas (sem estabilizadores) e sem rotação própria, visto que existe o momento de *pitch* que promove o aumento contínuo do ângulo de ataque e, além disso, este momento aumenta com o ângulo de ataque, tornando-se deste modo num processo cíclico, que conduzirá a uma queda antecipada do projétil, não alcançado assim o objectivo para o qual estava destinado.

Este comportamento definido anteriormente deve-se à posição do CG e à distribuição de pressão ao longo do projétil, sendo este último fator o de maior relevância para tal comportamento. É na zona do nariz do projétil que os picos de pressão surgem, gerando um momento de *pitch*. Nestas situações diz-se que o projétil é estaticamente instável, o que não implica que não seja estável se tiver a devida componente de rotação própria.

Tipicamente, se um projétil é estaticamente estável também será dinamicamente estável. Porém, como dito acima, o facto de não ser estaticamente estável, e não é nos casos estudados e apresentados

adiante, implica que se faça a devida análise dinâmica para que se possa concluir. Neste trabalho optou-se por se fazer a análise da trajetória com o modelo 6DOF.

A estabilidade de voo é uma consequência do equilíbrio de vários aspectos: o movimento giroscópico induzido pela rotação e pelos momentos aplicados, o comportamento dinâmico da variação do momento de *pitch* e as forças aerodinâmicas, que podem agir de modo a variar o ângulo de ataque.

Ainda relativamente a este parâmetro, existe também um critério de estabilidade giroscópica que é importante ter conta. Este critério "apenas" assegura que o projétil não vai cair imediatamente na frente da arma [12]. Este critério pode ser satisfeito recorrendo a estabilizadores colocados no projétil ou lançar o projétil com velocidade de rotação. Neste trabalho optou-se por trabalhar com a velocidade de rotação, ao invés dos estabilizadores, existindo um fator de estabilidade giroscópica (S_g), presente na equação 2.12, que deve ser satisfeito, tendo que ter para isso um valor superior a 1.

$$S_g = \frac{I_x^2 \omega^2}{2 \rho I_y A_f d v^2 C_{M_\alpha}} \quad (2.12)$$

2.2 Modelo de Fluido

Esta secção é dedicada à abordagem escolhida para toda a modelação ao longo do trabalho, incluindo as equações de conservação que sejam relevantes, modelos de turbulência e respectivos procedimentos.

Como já foi referido anteriormente, para a validação dos modelos físicos adotados e das simulações de voo do projétil foi utilizado o software *Star-CCM+*[®], que consiste num pacote de CFD disponível comercialmente e que permite simular escoamentos de fluidos, entre outras funcionalidades. Todo o pré-processamento, inclusive a geração da malha, processamento e pós-processamento são realizados com recurso a este software. Assim, resolve-se numericamente as equações de Navier-Stokes na forma discretizada, incluindo os efeitos de turbulência, por meio do chamado RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes).

2.2.1 Equações de Navier-Stokes

À semelhança de todos os trabalhos em CFD, também este trabalho é baseado nas três equações que regem o movimento de um fluido: continuidade (conservação de massa), quantidade de movimento e energia (conservação de energia). A equação da continuidade 2.13 e de momento 2.14, na sua forma tensorial, estão representadas nas equações que se seguem, respectivamente.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (2.13)$$

$$\frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j - \tau_{ij}) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + S_i \quad (2.14)$$

onde t representa o tempo; x_i as coordenadas cartesianas ($i = 1, 2, 3$); u_i é a componente da velocidade na direção x_i ; p representa a pressão estática; ρ a densidade; τ_{ij} as componentes do tensor das tensões; S_m as fontes de massa e S_i as fontes de momento, nulas no nosso caso.

2.2.2 Reynolds Average Navier-Stokes

Para resolver problemas relacionados com escoamentos turbulentos é utilizado este modelo, sendo uma aproximação, que consiste numa média no tempo das equações acima referidas, transformando τ_{ij} em:

$$\tau_{ij} = 2\mu S_{ij} - \frac{2}{3}\mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} - \bar{\rho} \overline{u'_i u'_j} \quad (2.15)$$

onde μ representa a viscosidade dinâmica; δ_{ij} o delta de Kronecker, sendo que traço acima indica uma média no tempo; os $(')$ flutuações no tempo e S_{ij} a taxa de deformação do tensor. Este tensor é dado na equação 2.16.

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (2.16)$$

O termo $-\bar{\rho} \overline{u'_i u'_j}$ é denominado de *Reynolds Turbulent Stresses*. Este termo é modelado pelo modelo $k - \omega$, visto ser mais adequado para situações de gradientes de pressão adversos elevados ou escoamentos com rotação [24], para que o *Reynolds Average Navier-Stokes* (RANS) seja um modelo de turbulência completo.

2.2.3 Equação da Energia

Dada a gama de velocidades do projétil ao longo da sua trajetória, e tendo em conta que no presente trabalho é utilizada carga 1, que corresponde à velocidade mínima de lançamento, então os efeitos de compressibilidade do escoamento nunca podem ser desprezados. Por isso mesmo, a configuração da equação modelo só está completa com a equação do transporte de energia, resolvida aqui na forma de conservação total da entalpia (H), como mostra a equação (2.17).

$$\frac{\partial (\rho H)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j H + F_{h,j} - u_i \tau_{ij}) = -\frac{\partial p}{\partial x_j} + S_i u_i + S_h \quad (2.17)$$

com

$$H = \frac{1}{2} u_i u_i + h \quad (2.18)$$

$$h = \bar{c}_p T - c_p^0 T^0 + H^0 \quad (2.19)$$

O fluxo difusivo de energia $F_{h,j}$ é dado pela equação 2.20, S_h são as fontes e energia, h é a entalpia, \bar{c}_p o calor específico a pressão constante e temperatura T , c_p^0 a pressão constante e à temperatura de

referencia (293 K) e H^0 a entalpia de formação da substância de que o fluido é composto.

$$F_{h,j} = -k \frac{\partial T}{\partial x_j} + \bar{\rho} \overline{u_j' h'} \quad (2.20)$$

Também provocado pela turbulência, aparece um fluxo difusivo de energia. Este fluxo está associado às variações de entalpia e do campo de velocidades médias. No modelo de viscosidade turbulenta estas quantidades médias são obtidas a partir da equação 2.21.

$$\bar{\rho} \overline{u_j' h'} = - \frac{\mu_t}{\sigma_{h,t}} \frac{\partial h}{\partial x_j} \quad (2.21)$$

Tendo em conta que o fluido em estudo é ar, a equação de estado é a dos gases perfeitos:

$$\rho = \frac{M p}{R T} \quad (2.22)$$

onde R é a constante dos gases perfeitos e M é a massa molar do gás, igual a 28,96 g/mol.

2.3 Parâmetros de Semelhança

2.3.1 Número de Mach

O número de Mach (Ma), é um número adimensional que relaciona a velocidade do escoamento, neste caso sobre o projétil, e a velocidade do som v_s , apresentado na equação 2.23.

$$Ma = \frac{v}{v_s} \quad (2.23)$$

No presente trabalho este parâmetro tem uma enorme importância, visto que as velocidades do projétil consideradas para a verificação e validação da munição M107 encontram-se sempre acima dos 200 m/s, velocidade corresponde à carga mínima (carga 1). Tendo em conta a aproximação para se calcular o valor da velocidade do som ao nível do mar e à temperatura ambiente, que corresponde a 340 m/s, o valor da velocidade supracitado anteriormente, de 200 m/s, corresponde aproximadamente a Ma 0.6, sendo que para estes valores os efeitos de compressibilidade terão que ser tidos em conta. Em função deste parâmetro são estabelecidas diversas divisões dos níveis de velocidade, como por exemplo, a subsônica, transônica, supersônica, entre outras. Por norma a divisão transônica está compreendida entre Ma 0.8 e 1.2, o que significa que é nesta gama de Ma que se começam a fazer sentir os efeitos provocados pelas ondas de choque.

2.3.2 Número de Reynolds

O número de Reynolds, Re_x , é um número adimensional, apresentado na expressão abaixo.

$$Re_x = \frac{\rho U x}{\mu} \quad (2.24)$$

sendo que U representa a velocidade do escoamento, ρ a densidade do meio envolvente, neste caso o ar, x a dimensão característica do projétil, isto é, o seu comprimento e μ a viscosidade dinâmica desse mesmo meio envolvente.

O seu significado físico pode ser interpretado com a proporção das forças de inércia para as forças viscosas. Assim sendo, quando o Re_x é elevado significa que as forças de inércia são dominantes sobre as forças viscosas e vice-versa. Permite identificar a transição do regime laminar para turbulento, em função da grandeza deste parâmetro.

2.4 Simplificações

Para que seja colocada em prática toda esta abordagem descrita anteriormente será assumido um conjunto de hipóteses de forma a simplificar todo o processo, isto é, assume-se que:

- a gravidade é constante ao longo da trajetória do projétil e igual a $9,81 \text{ m/s}^2$, não sofrendo alterações com a variação da altitude;
- inicialmente considera-se que o projétil sai com ângulo de ataque de 0° e sem forças aerodinâmicas aplicadas;
- a força de Coriolis não foi considerada devido à sua baixa influência para curtos alcances, tendo apenas alguma relevância para alcances superiores a 20 km, aproximadamente [11];
- a superfície do projétil considera-se suave para efeitos de fricção e turbulência;
- independentemente do tipo de carga que venha a ser transportada no interior do projétil, considera-se que o CG do projétil é constante, bem como os momentos de inércia.

Capítulo 3

Verificação e Validação

Este capítulo tem como objetivo primário verificar e validar toda uma metodologia adotada para o desenvolvimento deste trabalho. Para tal, tendo em conta os dados existentes na literatura, recorreu-se à munição convencional M107 para se realizarem diversos "testes" a fim de concluir qual a melhor metodologia a adotar para este estudo. É apresentada e descrita toda a metodologia usada, bem como todo o procedimento que foi necessário ser executado.

3.1 Características da Munição M107

Nesta secção apresentam-se as características fundamentais da munição M107, sobre a qual incidirá a verificação e validação dos modelos implementados no software de CFD. Essas mesmas características encontram-se nas tabelas 3.1 e 3.2.

Tabela 3.1: Características geométricas munição M107

L (mm)	m (kg)	CG (mm)*	I_{xx} (kg.m ²)	I_{yy} (kg.m ²)
697.100	43.096	238.729	0.142	1.226

*medido desde a base

Tabela 3.2: Características aerodinâmicas para $v = 211.8$ m/s (velocidade para carga 1).

ω (rad/s)	C_D	CP (mm)*	CG (mm)*	S_g
344	0.144	184.04	458.37	1.81

*medido desde o nariz

A representação da geometria da munição referida, quer do seu exterior, quer interiormente, encontra-se ilustrada na figura 3.1, retirada do *PRODAS V3*[®]. Na figura também se pode observar a localização do CG e do CP do projétil para o presente ponto de funcionamento. Refira-se porém que o CP não varia muito dentro de uma gama considerável de velocidades. Contudo, esta figura não fornece grandes detalhes relativamente ao aspeto exterior da munição, nomeadamente do que diz respeito à

cinta de guiamento, assinalada por um retângulo a azul na figura 3.2, que tem como função guiar o projétil no interior do tubo do obus, e à cinta de travamento, sinalizada também por um retângulo nessa mesma figura, mas neste caso a verde, responsável por permitir a obturação eficaz do projétil, pois ao preencher completamente as estrias evita o escape dos gases propulsores no momento em que ocorre o disparo do projétil. É responsável também por gerar o movimento de rotação.

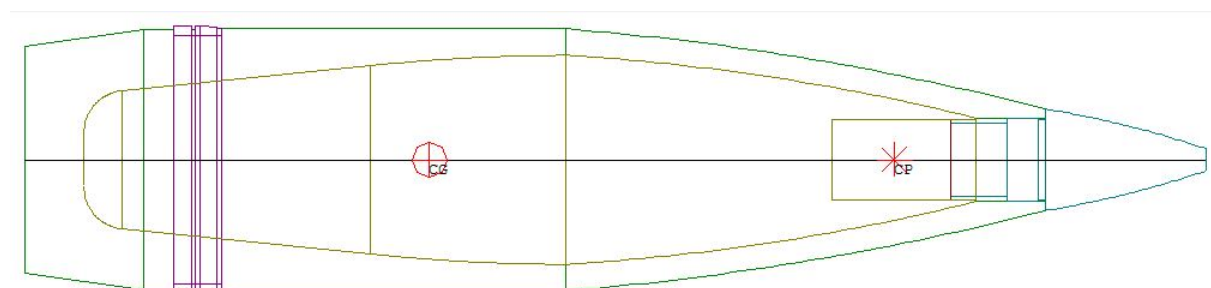


Figura 3.1: Geometria e representação do CG e do CP da munição M107.



Figura 3.2: Fotografia real do projétil M107 155 mm, já disparado, com cinta de travamento.

Na figura 3.3 pode-se observar o modelo geométrico do projétil M107 155 mm realizado em *Star – CCM+®*.

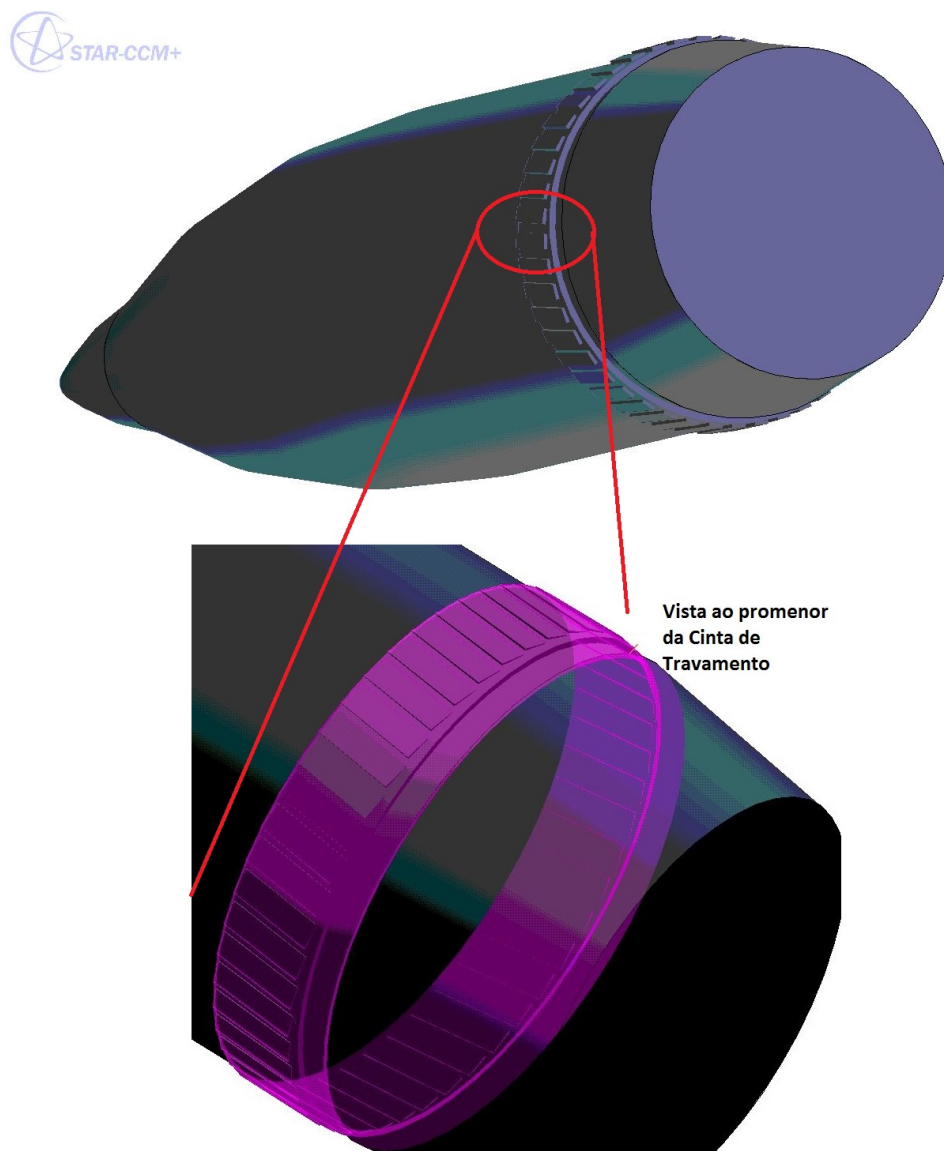


Figura 3.3: Modelação do projétil M107 155 mm em CFD.

É ainda importante salientar que a munição real, presente na figura 3.2, não se encontra com todos os seus componentes pois, como se pode observar, está em falta a sua espoleta no nariz do projétil. Esta componente é a unidade que vai acionar a detonação do projétil quando este atinge o solo [25].

3.2 Opções

Desde o início do projeto que se assumiu que o projétil teria velocidade de rotação, ao invés de se utilizar estabilizadores para garantir a estabilidade do mesmo ao longo da sua trajetória. A utilização dos estabilizadores foi descartada porque o obus rebocado destinado a disparar os projéteis possui um tubo estriado fazendo com que o projétil saia do tudo com uma velocidade de rotação proporcional à sua velocidade linear.

Outra opção que se assumiu foi testar as simulações no regime subsônico ($Ma < 1$), tendo-se adotado esta gama de velocidades por diversas razões. A principal razão que justifica o supracitado é o facto deste projétil poder atuar em simultâneo com a Proteção Civil no combate a incêndios, visando também assegurar o apoio a fogos que se desenvolvem na interface urbano-florestal. Assim sendo, menores velocidades à saída do tudo do obus, resultam necessariamente em menores alcances atingidos e, consequentemente, menor será o desvio lateral descrito pelo projétil, traduzindo-se num aumento de precisão, para que o objetivo a que se destina seja alcançado com sucesso. Outra razão que levou a testar as simulações em regime subsônico prendeu-se com o facto de um dos objetivos deste trabalho consistir em estabelecer uma metodologia para o uso em processos de optimização da munição. Como se pode observar na figura 3.4, na região subsónica o valor do C_D é aproximadamente constante até valores de $Ma = 0.8$. Assim sendo, para valores de Mach inferiores, para o cálculo da força de resistência, apenas se tem que escalar essa força com o quadrado da velocidade, permitindo operar numa vasta gama de velocidades.

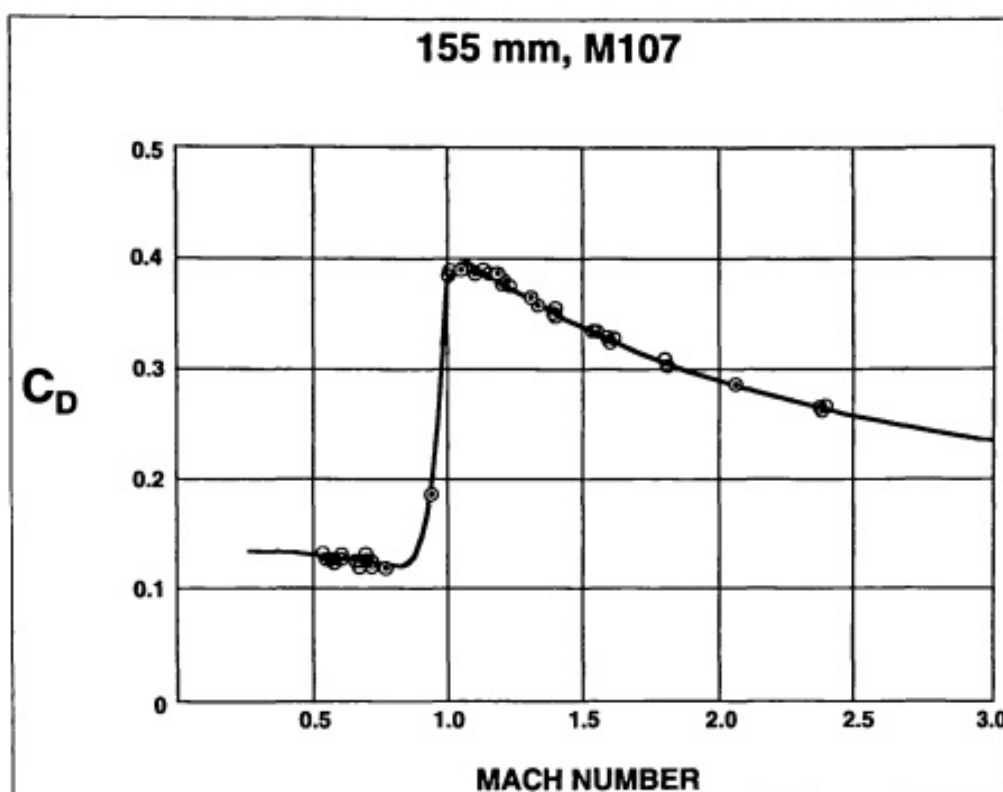


Figura 3.4: Variação do coeficiente de resistência com Ma [12].

3.3 Malha para Discretização do Domínio Computacional

A definição de um domínio adequado, para uma análise recorrendo a CFD, é uma tarefa preponderante para que se faça uma correta análise do objeto a ser estudado. As dimensões estabelecidas para esse mesmo domínio devem permitir que seja possível reproduzir todos os fenômenos físicos que dizem respeito ao objeto em estudo, neste caso o projétil M107 155 mm.

3.3.1 Aproximações ao Nível da Malha

De acordo com a bibliografia estudada nesta temática, o efeito da cinta de travamento não é tido em conta ao longo das análises realizadas. Contudo, neste trabalho, visto que foi possível ter-se acesso a alguma informação confidencial, optou-se por ter em consideração o efeito desta cinta para se ter a certeza que esta não influenciava significativamente os resultados obtidos.

Após se realizarem as primeiras simulações verificou-se que a influência da cinta de guiamento era desprezável face aos resultados obtidos das simulações, podendo ser retirada da geometria estudada de modo a criar uma malha mais uniforme e a facilitar o processo de análise de várias geometrias, descartando não só o elemento geométrico, como as duas variáveis que o caracterizam (largura e posição). Outro motivo justificativo para se desprezar a cinta foi ter-se verificado que na zona da mesma o escoamento já se encontrava no regime turbulento. Assim sendo, a cinta de guiamento não é determinante pela transição de laminar a turbulento.

Essa mesma transição ocorre logo na zona do nariz do projétil, como se pode observar na figura 3.5.

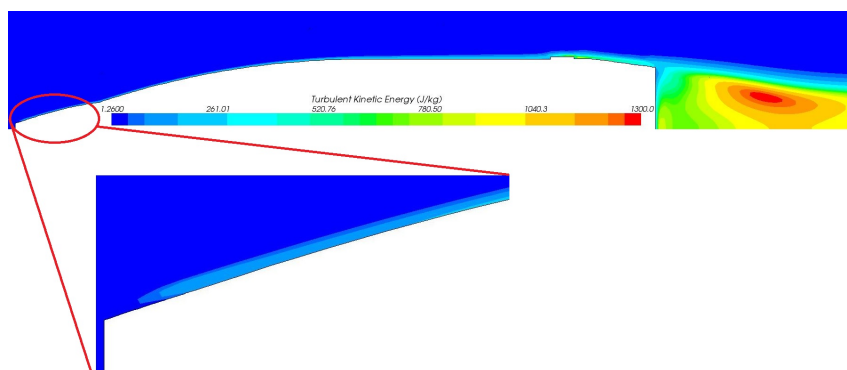
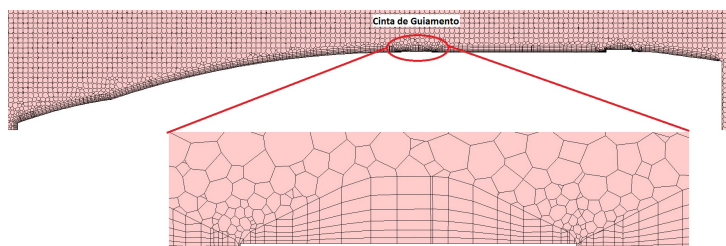
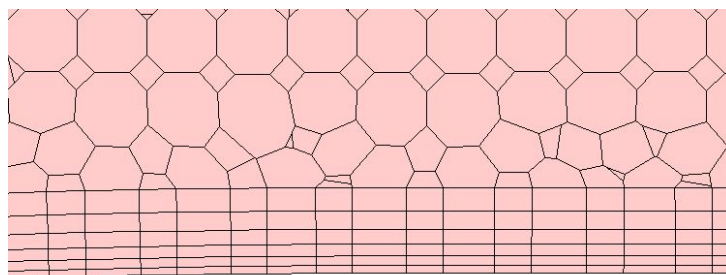


Figura 3.5: Transição do regime laminar para regime turbulento.

À semelhança do que foi feito com a cinta de guiamento, figura 3.6, também se comprovou que o efeito da cinta de travamento era desprezável, o que permitiu simplificar esta cinta no conjunto de "dentes" que a define, figuras 3.3 e 3.10, não sendo totalmente retirada do modelo geométrico como se pode observar na figura 3.11 e, deste modo, criar uma malha de melhor qualidade. Para as mesmas condições da malha, para além do número total de células ser menor, tornando assim o processo menos moroso, também a malha é mais uniforme, não tendo que satisfazer os contornos da cinta.



(a) Malha com cinta de guiamento.



(b) Malha sem cinta de guiamento.

Figura 3.6: Influência da cinta de guiamento na malha.

Estas duas aproximações foram sustentadas devido ao erro obtido resultante da comparação do valor do $C_{Dteórico}$ com o C_D das simulações ser inferior a 2,3%. Outro fator pelo qual se optou retirar a cinta de guiamento foi a história de convergência, para esse mesmo projétil, ser mais rápida e estável.

Salienta-se de novo que parte do objetivo deste trabalho é definir e caracterizar um processo numérico de qualidade mas que permita resultados em algumas horas, potenciando assim a utilização da metodologia em ciclos de otimização ou em processos de prototipagem virtual.

3.3.2 Metodologia de Modelação

Inicialmente começou-se por arbitrar valores para se construir uma malha um pouco grosseira para assim se poder gerar uma primeira malha e se proceder aos ajustes necessários. O objetivo primário foi criar uma malha que permitisse calcular de uma forma breve as forças/momentos aerodinâmicas e que simultaneamente não tornasse tudo isto num processo demasiado moroso. Assim sendo, este trabalho inicial tornou-se um processo iterativo na medida de verificar qual seria o número de células necessário a partir do qual os valores de forças/momentos iriam convergir, pelo que se verificou que esse valor correspondia a 6.5M de células. Outro parâmetro sobre o qual se teve especial atenção foi as transições entre volumes de controlo serem suaves para que os resultados finais obtidos nas simulações não tivessem a influência de transições bruscas.

Quanto aos modelos adotados para a geração da malha sobre o projétil, bem como o seu domínio,

optou-se pelo *surface remesher* e pelo *polyhedral mesher* com *prism layer mesher*, como indicado na figura 3.7.

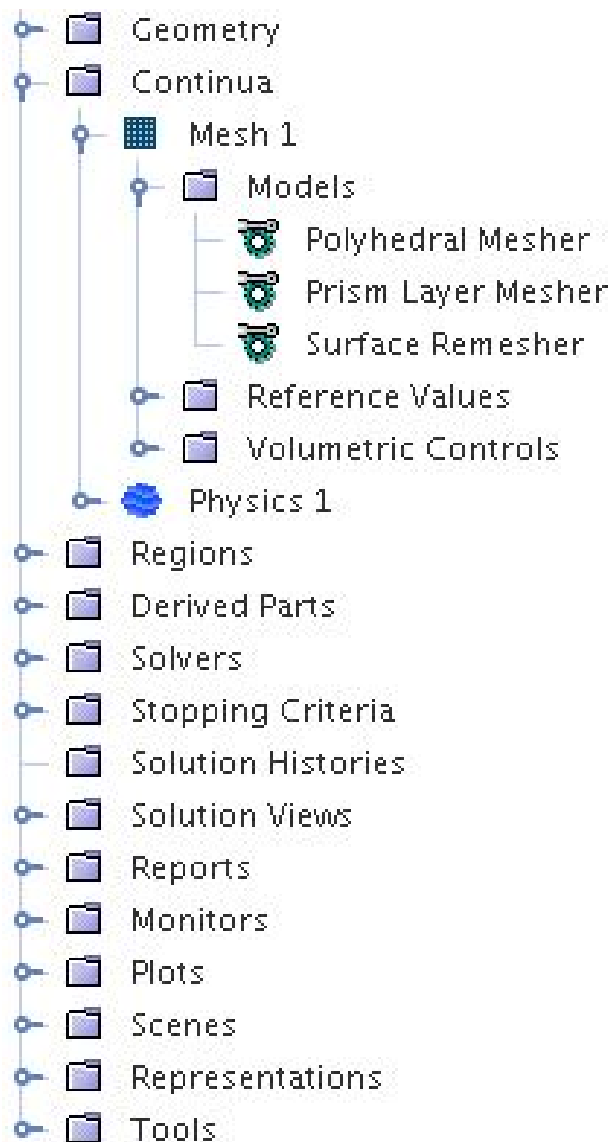
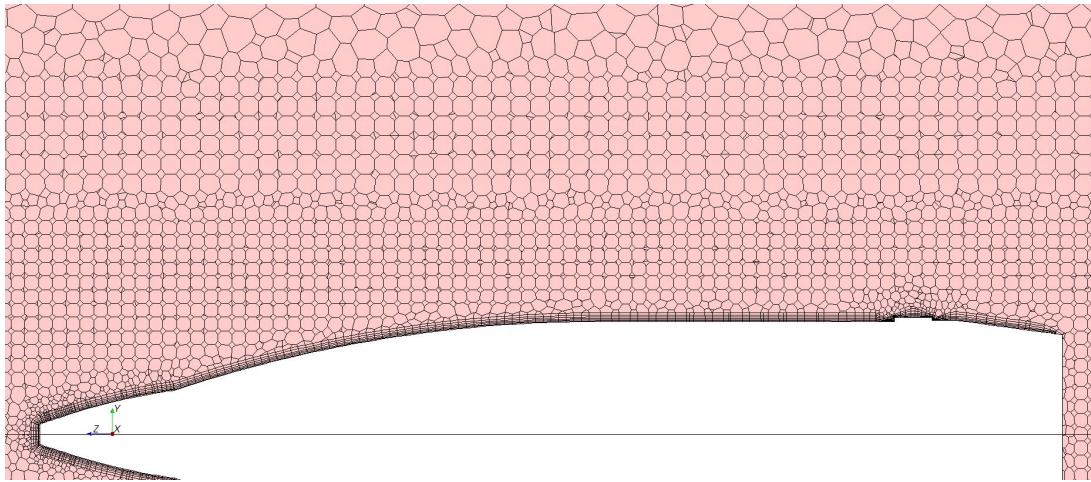


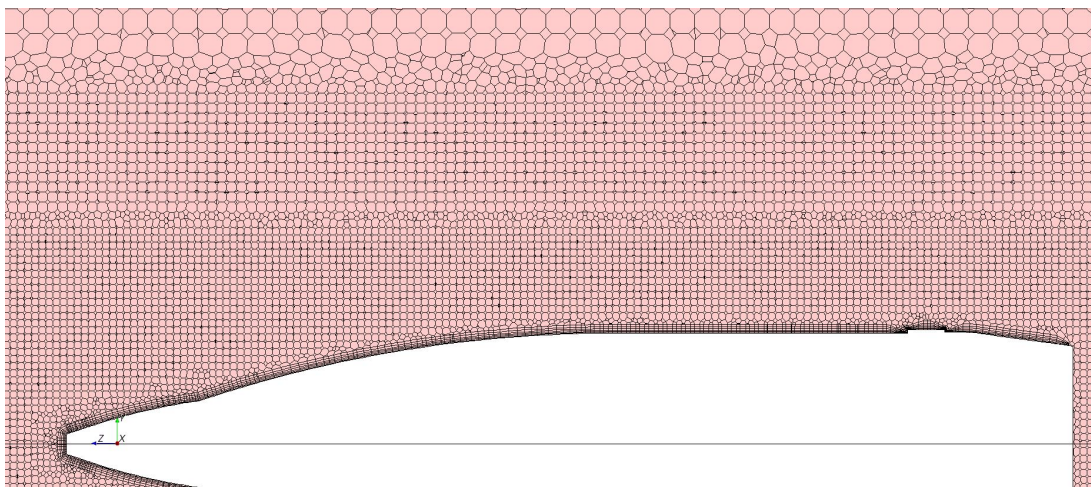
Figura 3.7: Modelos para definir o tipo de malha utilizada.

O *surface remesher* é utilizado quando as geometrias são importadas de modelos de CAD ou criadas em 3D-CAD [24]. Quanto ao *polyhedral mesher* a sua escolha prendeu-se com o facto de este modelo ser adequado para geometrias complexas, tendo sido complementado com o *prism layer mesher*, essencial para escoamentos turbulentos gerando uma malha regular junto ao corpo abarcando toda a espessura da camada limite.

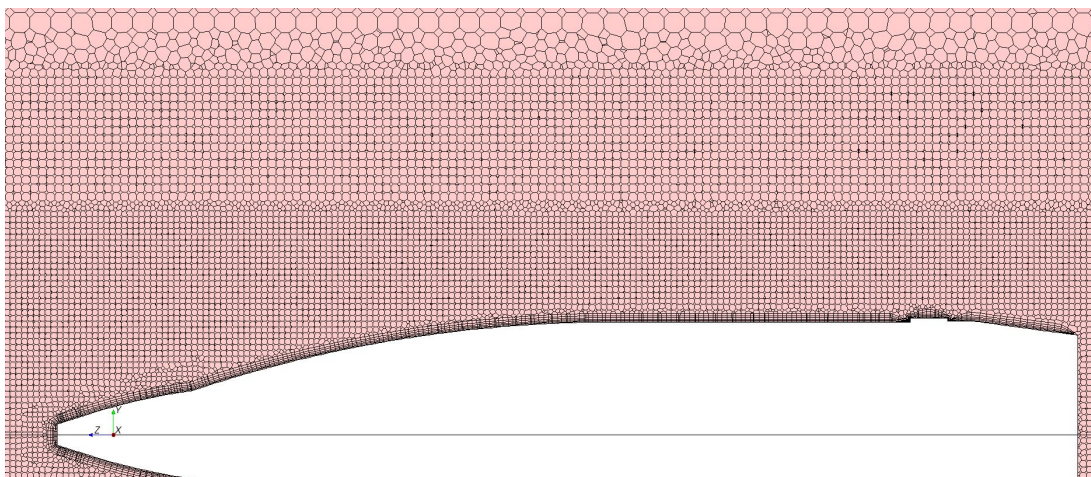
Como já foi referido anteriormente, um dos objetivos deste trabalho é estabelecer uma metodologia para o uso em processos de optimização da munição. Assim sendo, e considerando uma aproximação da geometria do projétil modelada sem as cintas de travamento e guiamento, criaram-se diversas malhas. Estas diferem no número de células. As malhas foram sendo cada vez mais refinadas para ver a evolução do C_D , apresentando-se algumas dessas mesmas malhas na figura 3.8.



(a) 0.6M de células.



(b) 3.6M de células.



(c) 6.5M de células.

Figura 3.8: Malhas com diferentes número de células.

Depois de verificada a convergência dos resultados para um número de células de aproximadamente 6.5M, figura 3.9, assumiu-se que seria esse o tipo de refinamento pretendido de modo a dar uma resposta ao objetivo proposto. O erro obtido para o valor do C_D quando comparado com o valor do $C_{D\text{teórico}}$, para uma malha de 6.5M de células, foi inferior a 2%, figura 3.9.

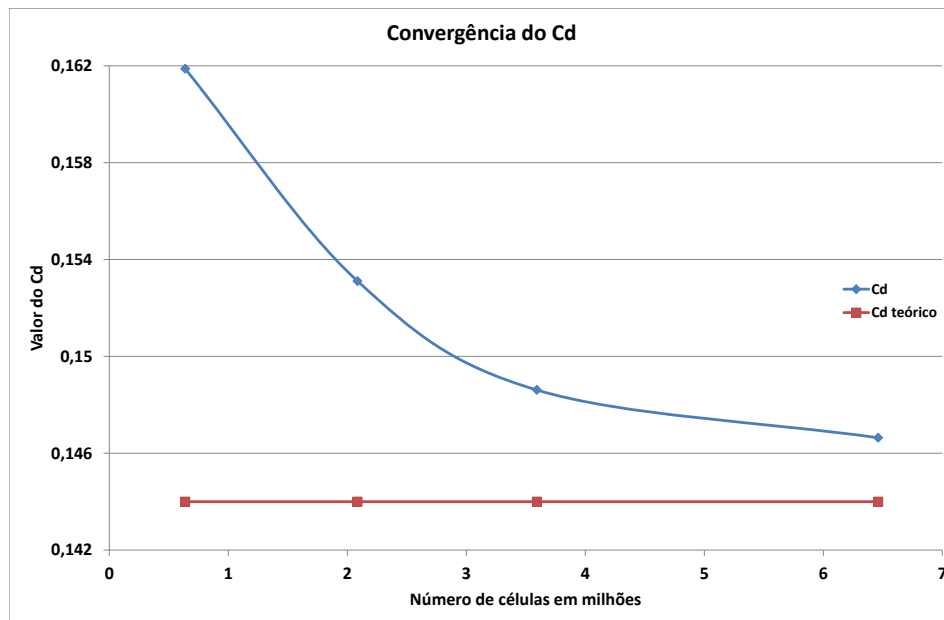


Figura 3.9: Evolução do coeficiente de resistência com o refinamento da malha.

O processo demora cerca de 13 horas quando utiliza 3 processadores num servidor "2x Intel(R) Xeon(R) CPU E5-2620 v2 @ 2.10GHz com 130GB RAM" e requer 9000MB. Porém, como toda a metodologia estabelecida visa permitir o uso em processos de otimização da munição e em trabalhos de complexidade adicional, para que o processo se torne mais célere, a malha de 3.6M poderá ser utilizada, permitindo alcançar níveis de qualidade aceitáveis, demorando as simulações "apenas" 7 horas.

Para as regiões mais críticas em estudo, isto é, na zona saliente do projétil que substituiu a cinta de travamento e também junto das paredes do projétil, foram tidas em conta diversas alternativas de forma a verificar com qual delas se obtinha resultados mais fidedignos, ou seja, resultados que estivessem de acordo com a literatura.

Após correr as simulações, verificou-se que, na zona referente à cinta de travamento, bem como junto das paredes do projétil, seria mais vantajoso incluir a *prism layer*, figura 3.11, em vez de se criar um novo volume de controlo ainda mais refinado. A *prism layer* é utilizada para ter alguma resolução da camada limite, permitindo adaptar a malha no local, nomeadamente na direção normal à parede. É portanto, um mecanismo eficaz e prático para se ter malhas anisotrópicas. Permite também ter uma malha alinhada com a geometria e com o escoamento. Junto à parede, o escoamento está

forçosamente alinhado com a geometria e daí a *prism layer* ser, em princípio, vantajosa.

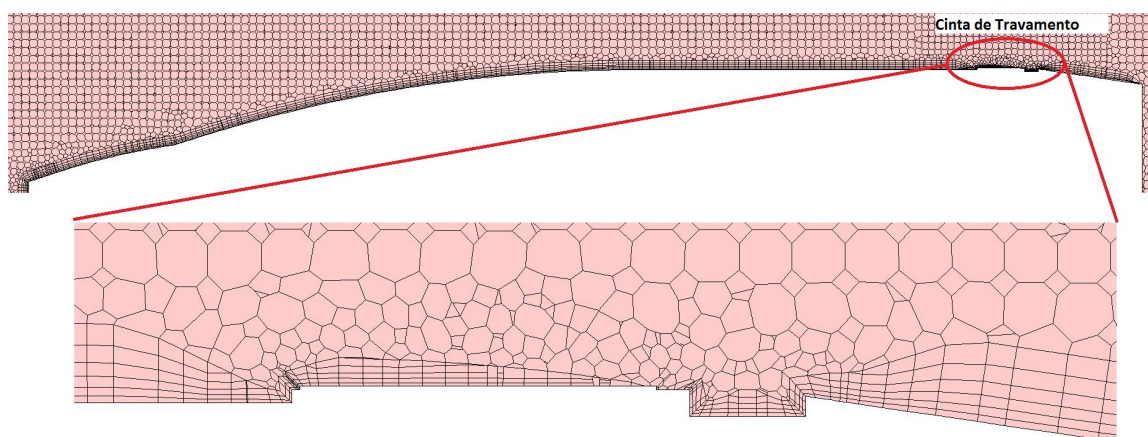


Figura 3.10: Malha na zona correspondente à cinta de travamento.

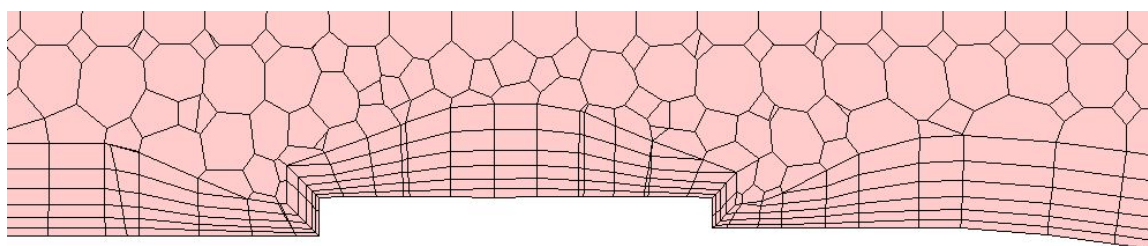


Figura 3.11: Refinamento na zona correspondente à variante simplificada da cinta de travamento.

3.4 Modelos Físicos

3.4.1 Modelo de Escoamento

Inicialmente assumiu-se escoamento incompressível, apesar da velocidade do projétil ser aproximadamente 0.6 Mach, considerando constante a densidade do ar ao longo da trajetória descrita pelo projétil. Assim sendo utilizou-se o modelo físico *Segregated Flow* visto que requer menor memória computacional que o modelo físico *Coupled Flow*. Após terem sido efetuadas as simulações foi possível verificar que os resultados obtidos estavam bastante diferentes dos da literatura, como demonstrado na tabela 3.3 e na figura 3.12. Com isto concluiu-se que a aproximação feita, assumindo que o escoamento seria incompressível, não foi a melhor visto que a densidade do escoamento variava significativamente ao longo da trajetória, estando portanto os resultados finais das forças/momentos fortemente influenciados por essa aproximação.

Como alternativa teve que se adotar o modelo físico *Coupled Flow* e *Coupled Energy* visto serem os modelos mais adequados para escoamentos compressíveis. Também têm uma variante que é uma vantagem no caso do estudo de regimes supersônicos ou hipersônicos, apesar de o interesse primordial ser estudar um regime subsônico. Este modelo resolve as equações de conservação de massa e de

quantidade de movimento em simultâneo. Uma vantagem prende-se com a sua robustez para resolver campos com termos fonte dominantes, como pode ser o caso do corpo possuir rotação, ou seja, o caso em estudo em que o projétil possui velocidade de rotação. Outra vantagem deste modelo é que o número de iterações necessárias para resolver um determinado problema é menos dependente da dimensão da malha [24]. Apesar deste modelo requerer maior poder computacional que o *Segregated Flow*, foi possível obter com um erro bastante aceitável o valor de C_D , como apresentado na tabela 3.3.

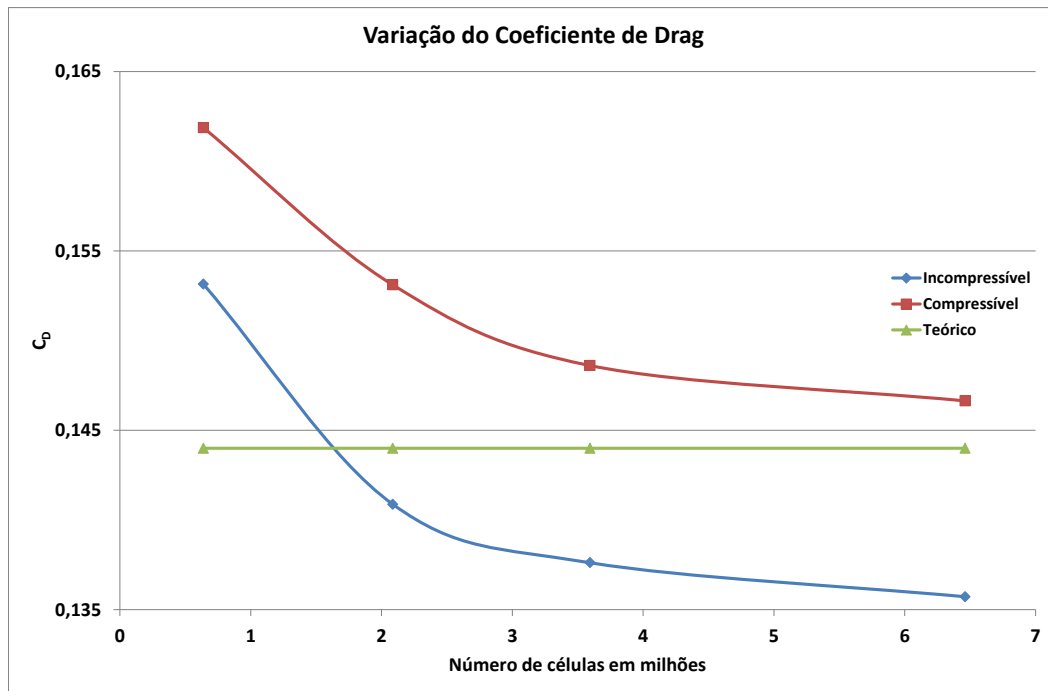


Figura 3.12: Comparação do coeficiente de resistência obtido para os diferentes tipos de escoamento.

Tabela 3.3: Comparação do coeficiente de resistência obtido para diferentes tipos de escoamentos.

Nº de células	C_D (Teórico)	Compressível		Incompressível	
		C_D	$ \epsilon $ (%)	C_D	$ \epsilon $ (%)
637642	0.144	0.162	12.41	0.153	6.36
2086154	0.144	0.153	6.32	0.141	2.17
3593478	0.144	0.149	3.20	0.138	4.43
6461233	0.144	0.147	1.83	0.136	5.75

3.4.2 Modelo de Turbulência

O modelo de turbulência utilizado foi o $k - \omega$ (versão SST) em detrimento do $k - \epsilon$. Este último modelo não é adequado para escoamentos com rotação ou no caso de existir um gradiente de pressão adverso e elevado, uma situação que se verifica na base do projétil [24]. Para o tratamento das paredes do projétil (Lei da Parede) optou-se por y^+ elevado (entre 30 a 150), figura 3.13, adequado para o modelo de turbulência adotado [24].

Na figura 3.13 pode-se observar a representação do y^+ ao longo do projétil. Como se pode constatar a gama para os valores do y^+ elevado foi respeitada. Contudo, verificaram-se algumas exceções para as quais não foi possível garantir os pressupostos assumidos visto que nessas zonas o escoamento estava praticamente "parado".

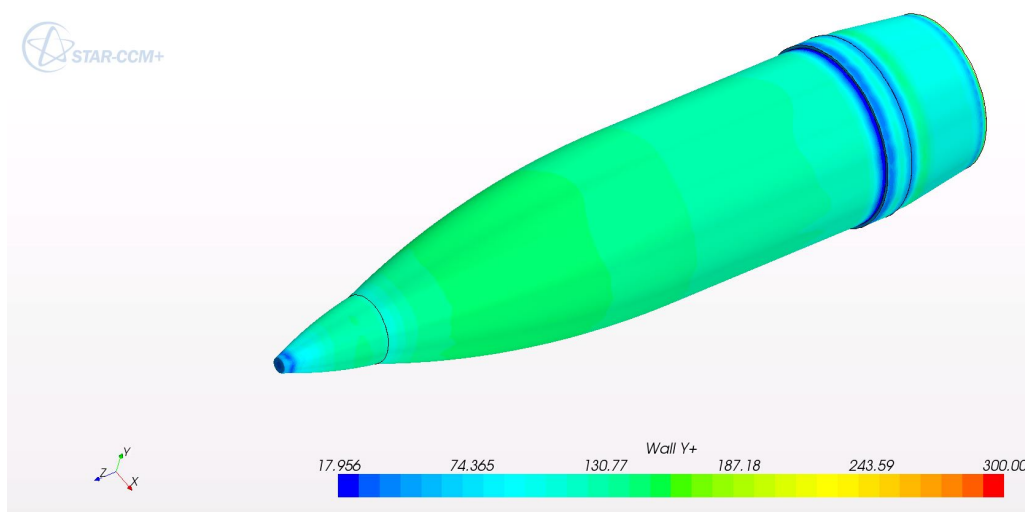


Figura 3.13: Representação do y^+ ao longo do projétil.

Na figura 3.14 encontra-se representada a viscosidade turbulenta. Com base nesta figura será necessário considerar o escoamento turbulento, pois a esteira apresenta um comportamento altamente turbulento, no entanto não é visível a libertação de vórtices.

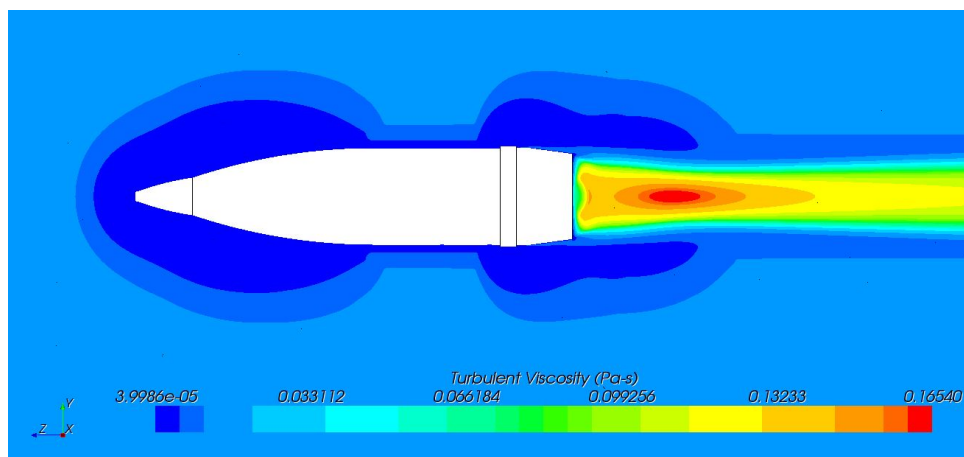


Figura 3.14: Esteira altamente turbulenta.

Na figura 3.15 pode-se observar todas as opções tomadas na escolha dos modelos físicos e numéricos.

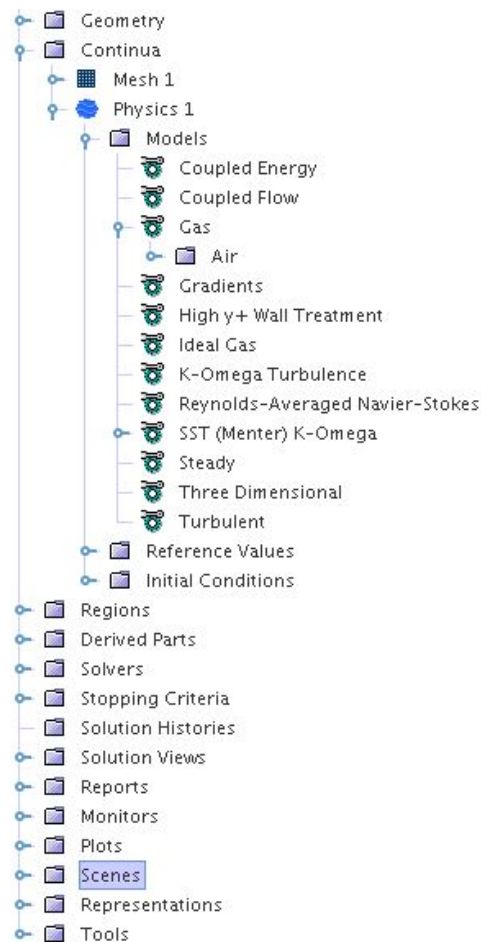
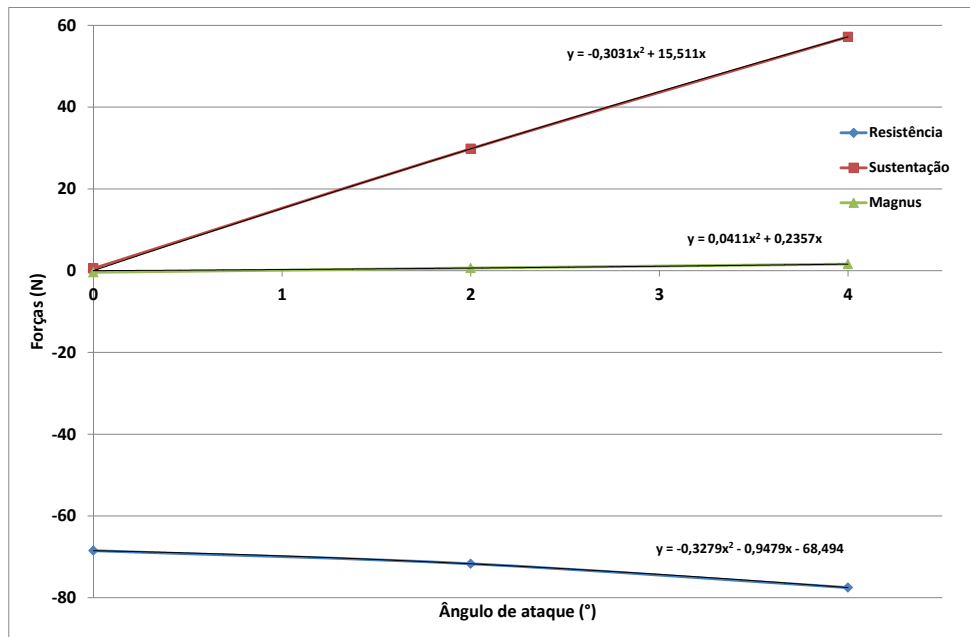


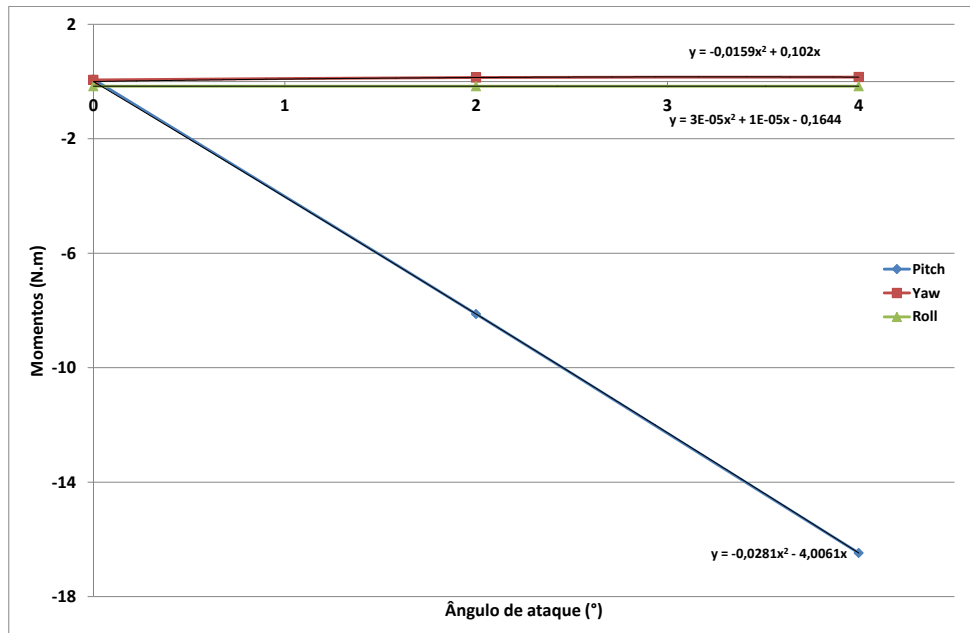
Figura 3.15: Modelos físicos selecionados para caraterizar o tipo de escoamento.

3.5 Análise do Escoamento em Função do Ângulo de Ataque

Em função das referências bibliográficas [18] e [21], o ângulo de ataque α de um projétil, ao longo de toda a sua trajetória, apresenta algumas variações, encontrando-se maioritariamente compreendido na gama de ângulos de ataque entre 0° e 4° . Assim, é necessário cobrir toda essa gama com simulações CFD de forma a ter curvas de forças e momentos em função do α . Como tal optou-se por correr simulações a 0° , 2° e 4° de ângulo de ataque e, assim, interpolar (ou extrapolar) as caraterísticas aerodinâmicas para os ângulos de ataque intermédios como se pode observar na figura 3.16. Estes valores irão influenciar o alcance e a estabilidade do projétil ao longo de toda a sua trajetória. É importante referir que os coeficientes de forças/momentos foram calculados no CG do projétil.



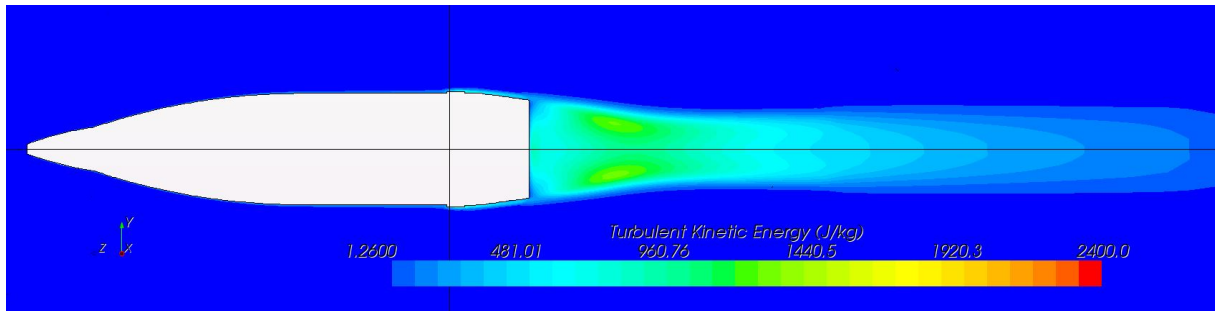
(a) Forças com α .



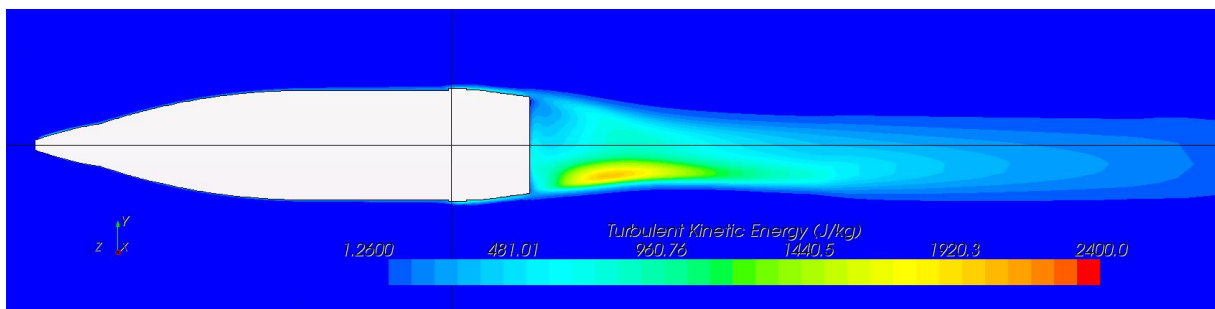
(b) Momentos com α .

Figura 3.16: Variação das forças e momentos com o ângulo de ataque.

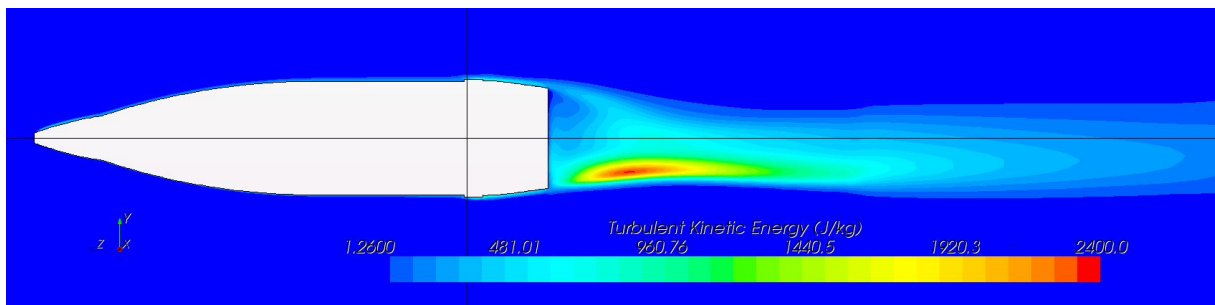
Na figura 3.17 pode-se observar claramente a influência do ângulo de ataque no escoamento sobre o projétil. Para zero graus de ângulo de ataque pode-se verificar a simetria da turbulência ao nível da esteira. O mesmo já não se pode dizer em relação às figuras que se seguem, nomeadamente a quatro graus de ângulo de ataque, onde se pode constatar a variação da turbulência na zona da esteira provocada pela alteração do ângulo de ataque.



(a) $\alpha = 0^\circ$.



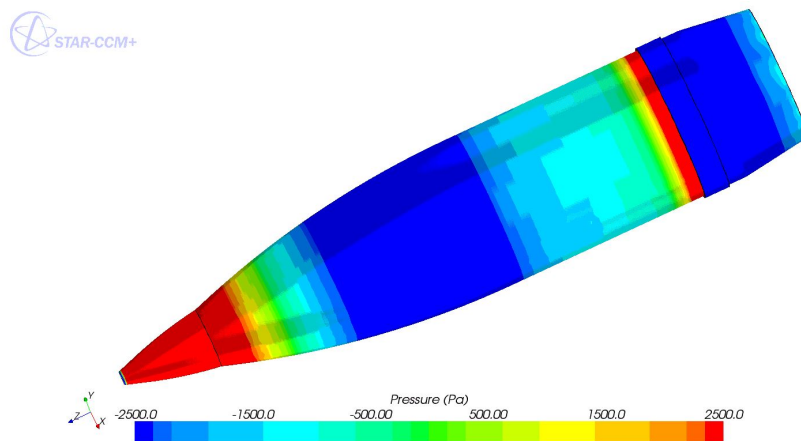
(b) $\alpha = 2^\circ$.



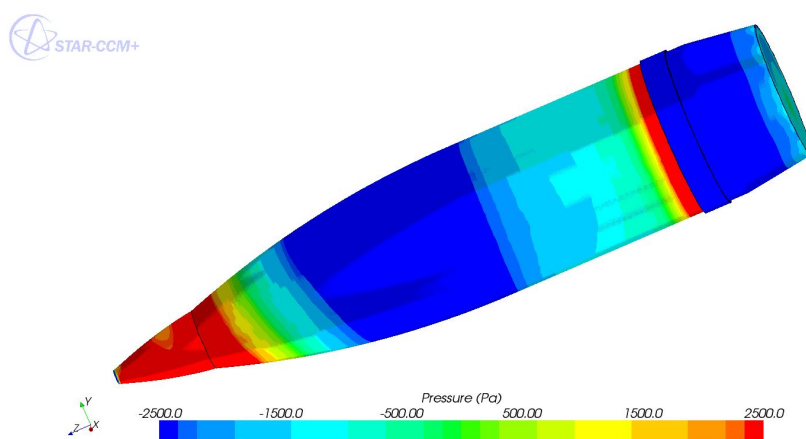
(c) $\alpha = 4^\circ$.

Figura 3.17: Variação da energia cinética turbulenta.

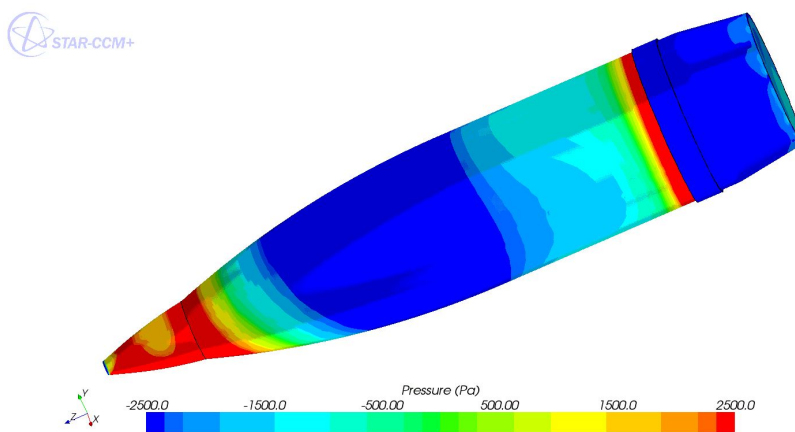
Na figura 3.18 pode-se observar a distribuição da pressão na superfície do projétil para diversos ângulos de ataque (0° , 2° e 4°). À medida que o ângulo de ataque aumenta torna-se mais evidente o desequilíbrio da pressão ao longo do projétil, sendo que é este desequilíbrio o principal responsável pelo surgimento e aumento do momento do *pitch*, apresentado na figura 3.16.



(a) $\alpha = 0^\circ$.



(b) $\alpha = 2^\circ$.



(c) $\alpha = 4^\circ$.

Figura 3.18: Distribuição da pressão na parede.

3.6 Parâmetros do Mathematica

Como já foi referido no subcapítulo anterior, o *Mathematica*® foi utilizado devido às suas valências, criando-se um código para que a trajetória do projétil pudesse ser calculada em qualquer instante.

O código foi concebido para complementar os resultados obtidos com o *PRODAS V3*® e para fazer face às condições de funcionamento do novo projétil. Um exemplo do supracitado é a futura velocidade de lançamento, da ordem Mach 0.3, valor muito inferior aos valores típicos de velocidade utilizados pelo *PRODAS V3*®. Outra razão foi o facto da geometria poder deixar de ser convencional e, nesse caso, o software também não ser adequado. No entanto é muito útil quando é possível de se aplicar, tornando o processo mais rápido.

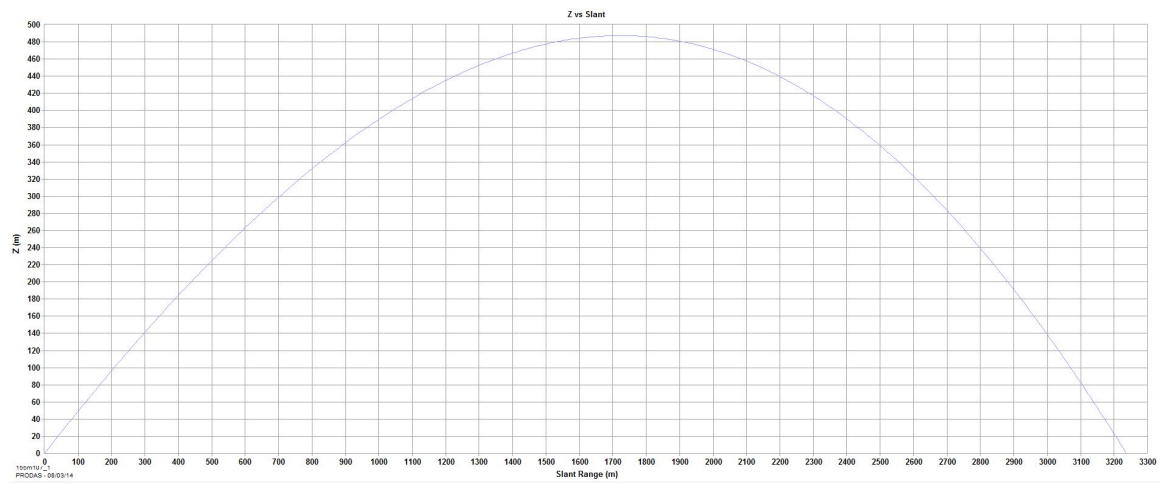
Contudo o código criado no *Mathematica*® foi, também ele, verificado e validado com o *PRODAS V3*®, utilizando-se para tal uma velocidade de 200 m/s e a geometria da munição convencional, que por sinal existe na biblioteca do software. Assim, foi possível comparar os resultados obtidos com ambos os softwares, sendo esses mesmos resultados apresentados na tabela 3.4.

Tabela 3.4: Comparação dos resultados obtidos.

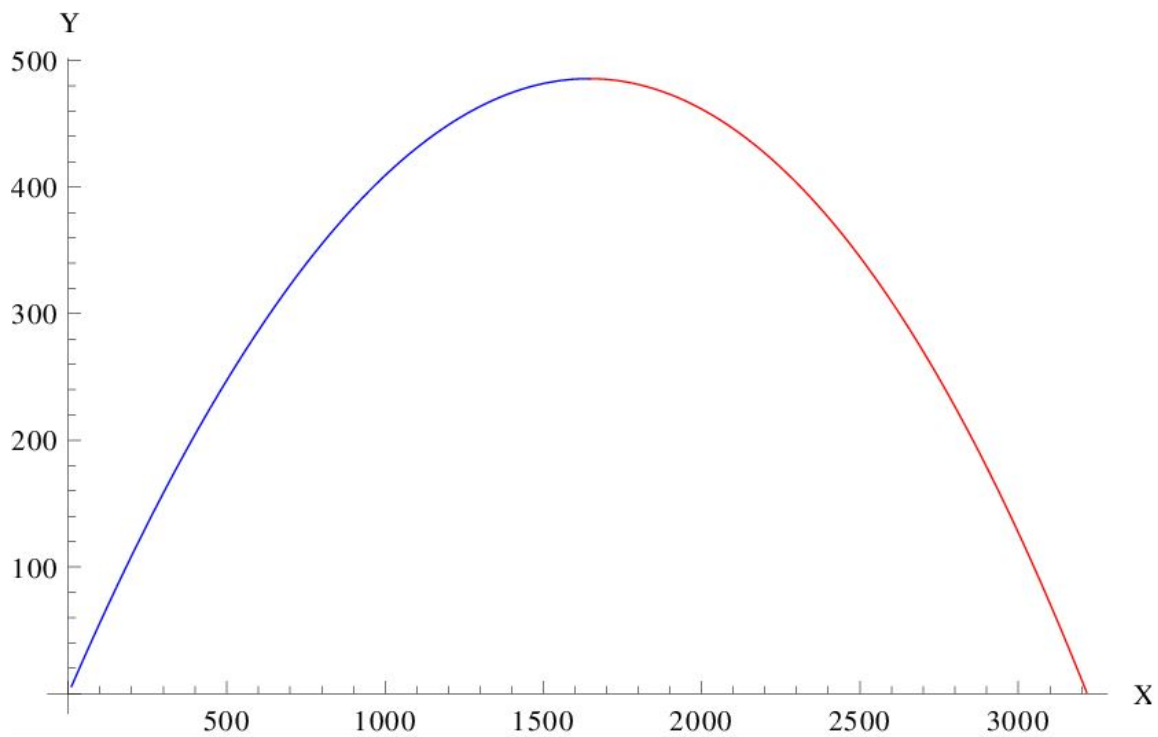
Variáveis	PRODAS	Mathematica
v_i (m/s)	200	200
ω (rad/s)	324	324
β (°)	30	30
x_{max} (m)	3236.11	3217.73
t_{voo} (s)	19.91	19.90
h_{max} (m)	486.16	485.7
$t_{h_{max}}$ (s)	9.85	9.84

Como se pode observar pelos resultados apresentados, ambos os resultados são virtualmente iguais, estando deste modo o código verificado e validado.

Quer a forma da trajetória do projétil, quer o ângulo de ataque, também são muito semelhantes, como ilustrado nas figuras 3.19 e 3.20, respetivamente. É ainda importante salientar que os resultados obtidos pelo *Mathematica*® tinham um intervalo de tempo por iteração relativamente elevado ($dt = 0.00057$ s). Este parâmetro foi determinado em função dos resultados obtidos para a variação do ângulo de ataque, o que poderá indicar que o intervalo de tempo utilizado pelo *PRODAS V3*® é muito idêntico.

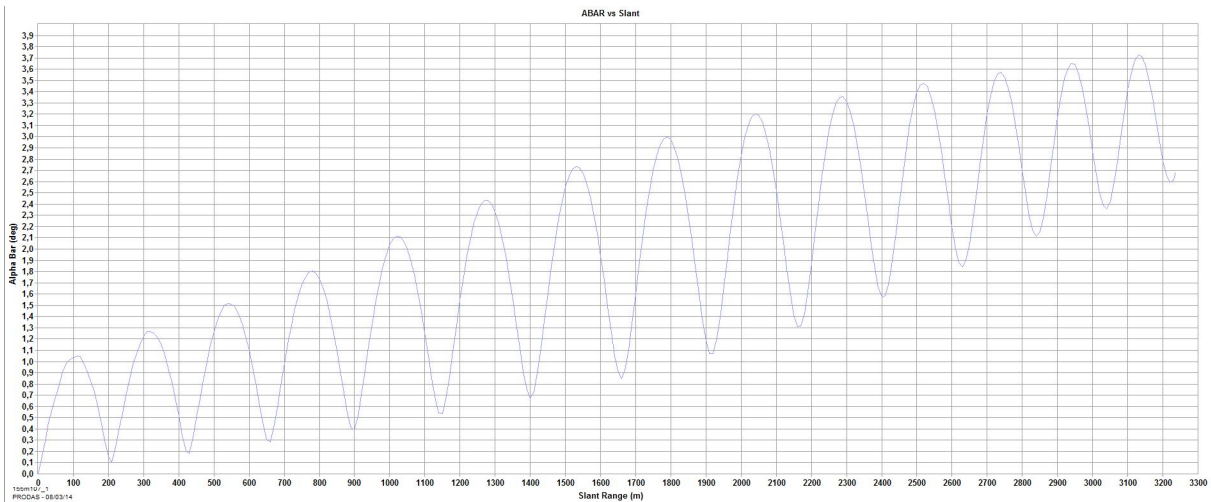


(a) PRODAS.

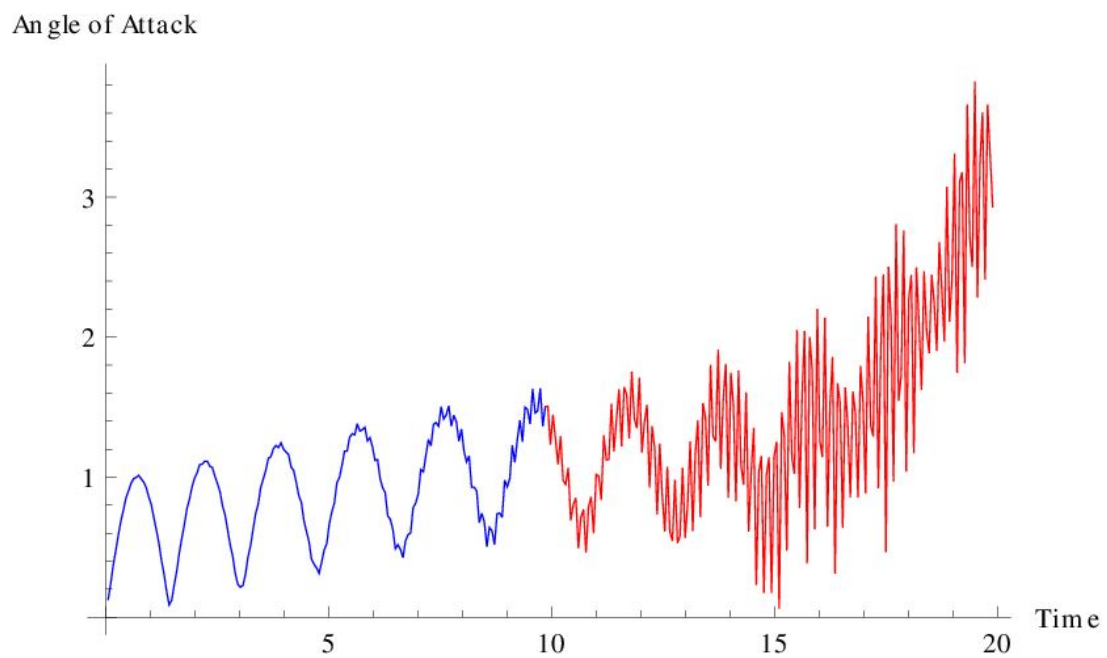


(b) Mathematica.

Figura 3.19: Variação da altitude em função do alcance.



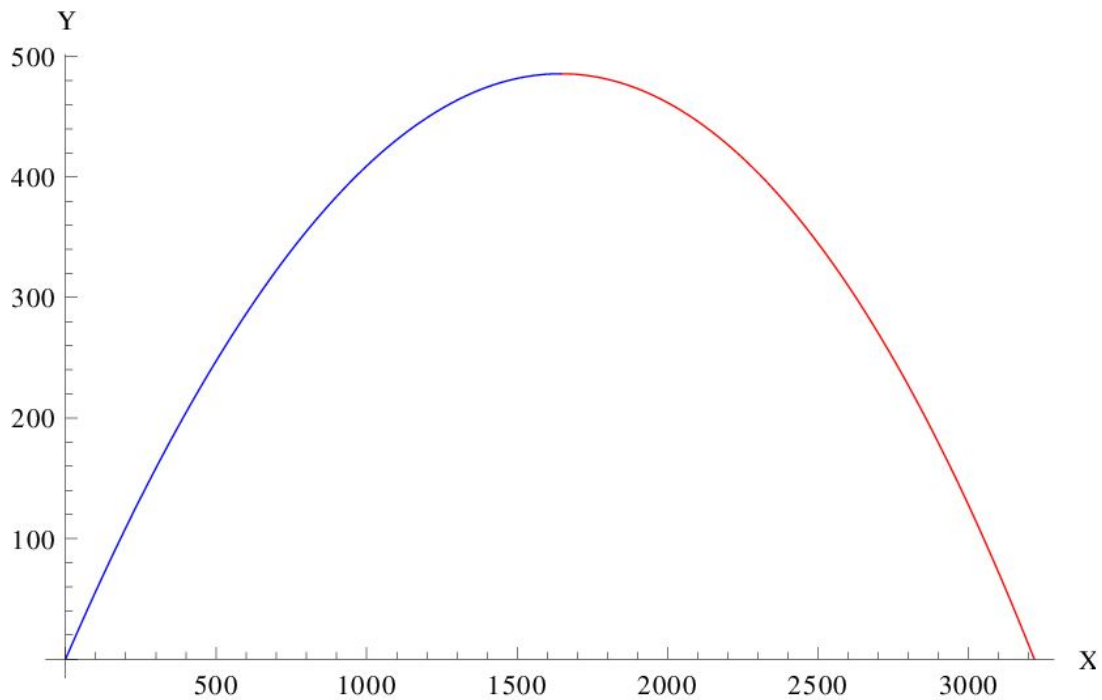
(a) PRODAS.



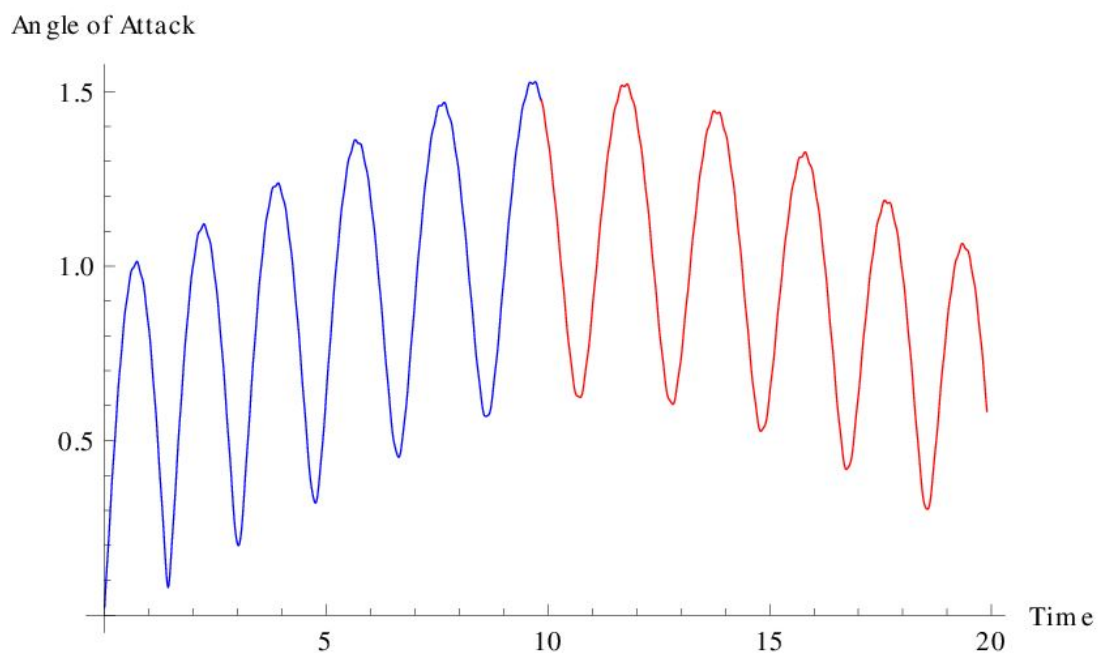
(b) Mathematica.

Figura 3.20: Variação do ângulo de ataque ao longo do tempo.

Após se ter verificado e validado o código implementado, diminuiu-se o intervalo de tempo por iteração de forma a verificar a partir de que gama de valores o ângulo de ataque deixava de sofrer influência deste parâmetro e comprovou-se que esse intervalo de tempo seria $dt = 0.0001$ s. A partir da figura 3.21 facilmente se percebe que apenas o ângulo de ataque variou com essa alteração.



(a) Variação da altitude em função do alcance.



(b) Variação do ângulo de ataque.

Figura 3.21: Resultados com $dt = 0.0001$ s.

3.7 Trajetória

Ainda nesta temática, para verificar e validar os modelos assumidos, bem como as aproximações adotadas, os resultados CFD foram integrados no estudo da dinâmica de corpo rígido, a fim de se realizar a análise final da trajetória do projétil. Para esta finalidade recorreu-se das valências de um software conhecido, o *PRODAS V3*[®], e de uma implementação em *Mathematica*[®] de acordo com o capítulo 2.

3.7.1 Alcance

Tendo em conta os valores das tabelas de tiro, nas condições de pressão e temperatura normais (PTN), para uma determinada velocidade e um determinado ângulo de lançamento tem-se um alcance teórico. Assim sendo fez-se uma comparação dos valores tabelados com os resultados obtidos pelos diferentes softwares, resultados esses apresentados na tabela 3.5 e no gráfico 3.22.

Tabela 3.5: Alcances com $v = 211.8$ m/s em função do β .

β_i (°)	Teórico (m)	Mathematica		PRODAS	
		x (m)	ϵ (%)	x (m)	ϵ (%)
29.64	3600	3549.6	1.40	3571.1	0.80
31.21	3700	3647.0	1.43	3669.9	0.81
32.99	3800	3744.3	1.47	3768.9	0.82
35.11	3900	3841.8	1.49	3868.1	0.82
37.89	4000	3939.2	1.52	3967.9	0.80

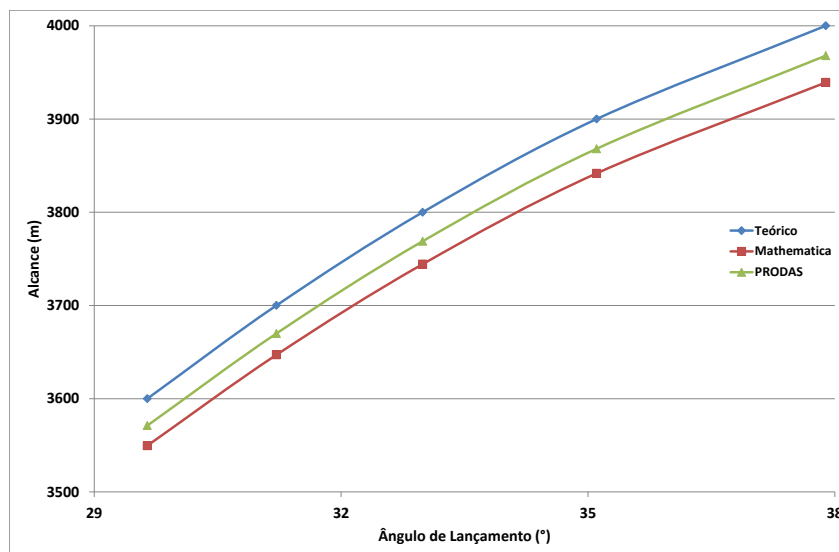
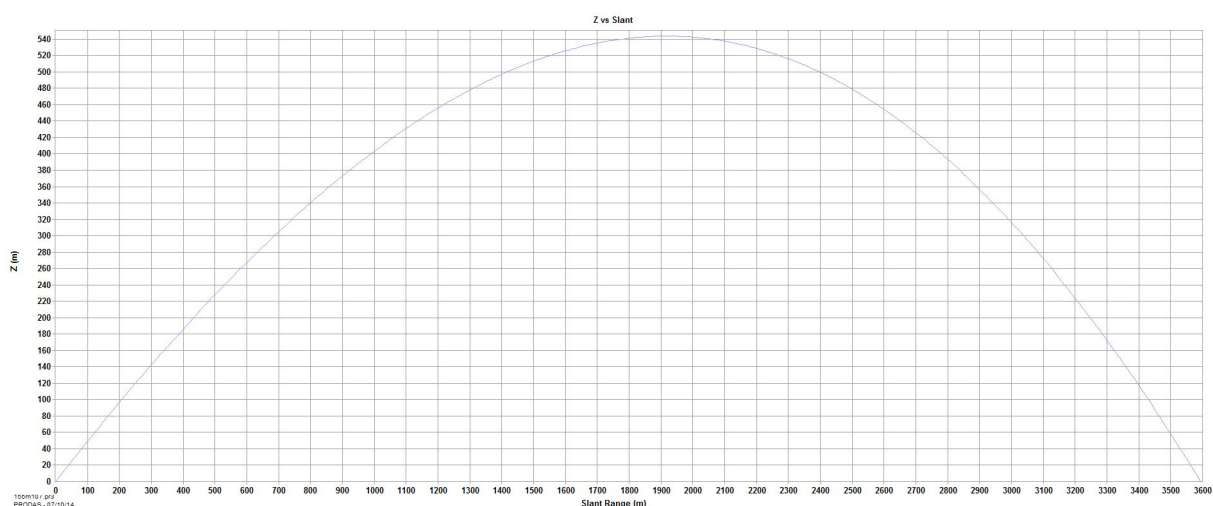
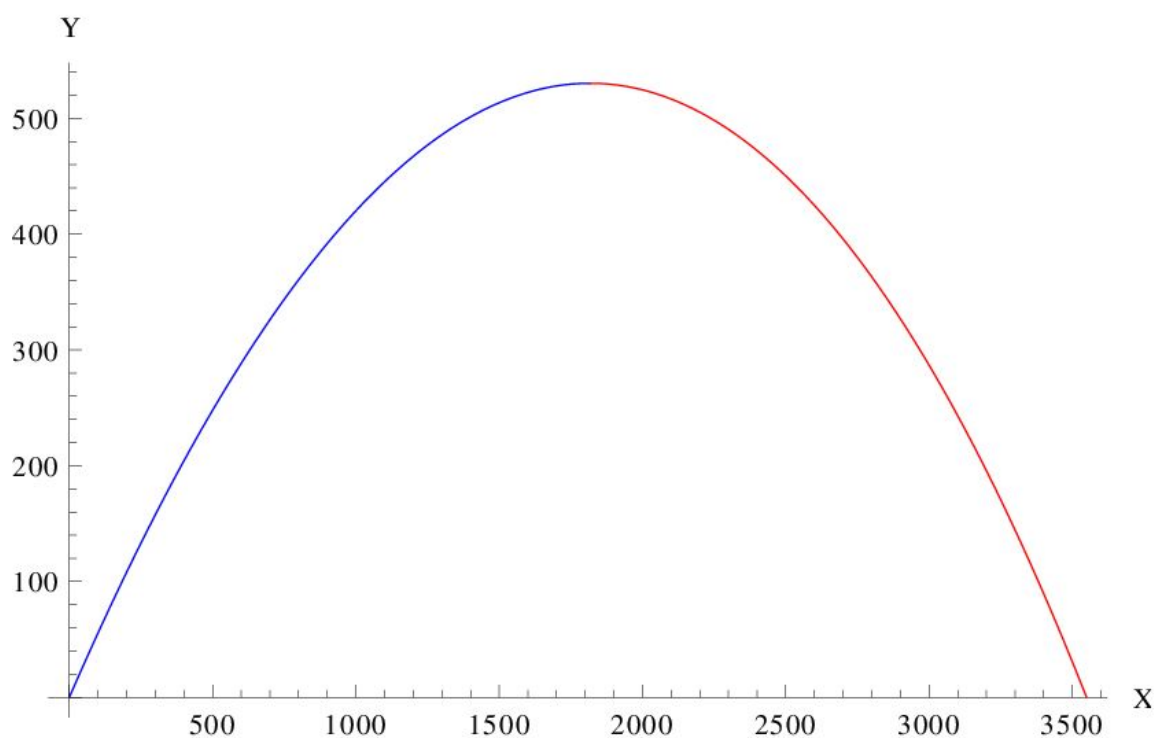


Figura 3.22: Resultados dos alcances dos diferentes programas.

De forma a fazer uma validação completa para o projétil em estudo, outros parâmetros foram validados, sendo alguns desses apresentados nas figuras 3.23 e 3.24, nomeadamente a variação da altitude do projétil ao longo da trajetória e a variação da magnitude da velocidade ao longo do tempo, para a velocidade de 211.8 m/s e ângulo de lançamento de 29.64° . Com base nos resultados obtidos pode-se verificar que o erro associado aos diferentes softwares, quer seja o *PRODAS V3*[®], quer seja o *Mathematica*[®], é desprezável.

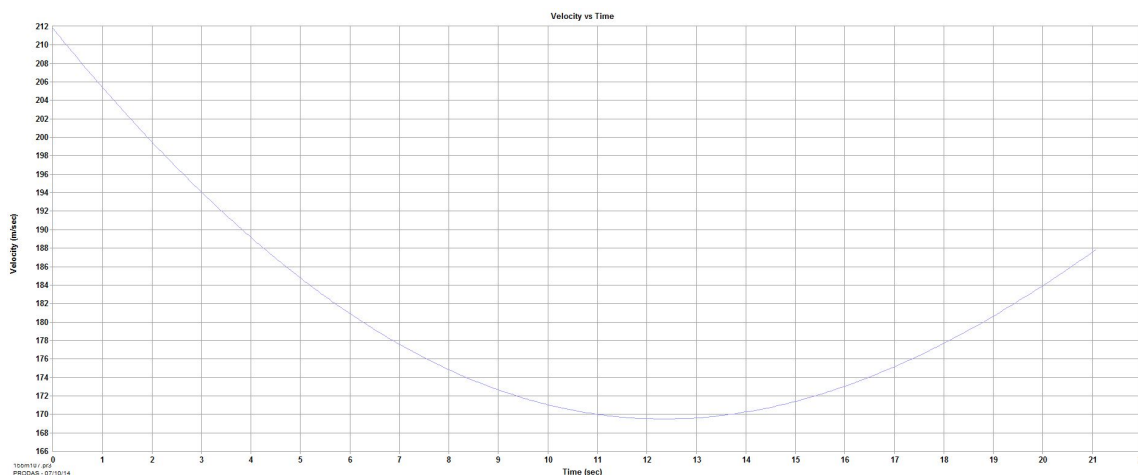


(a) PRODAS.

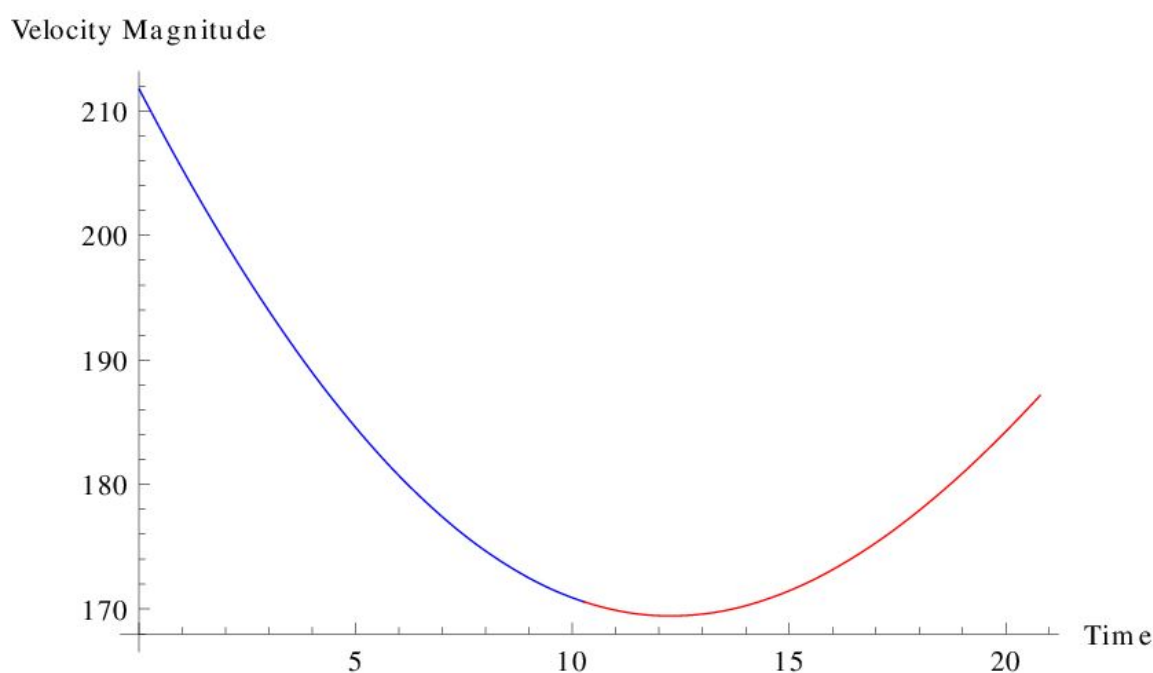


(b) Mathematica.

Figura 3.23: Variação da altitude em função do alcance.



(a) PRODAS.



(b) Mathematica.

Figura 3.24: Variação da velocidade no tempo.

3.7.2 Desvio Lateral

À semelhança da análise feita para o alcance do projétil, também foi realizada uma análise para validar o desvio lateral do projétil M107. Estabeleceu-se uma comparação dos resultados obtidos no software *Mathematica*[®] com os valores tabelados nas tabelas de tiro. Nesta análise utilizou-se uma velocidade por parte do projétil à boca do obus de 211.8 m/s, valor correspondente à carga 1, e obtiveram-se os resultados para o desvio lateral em função do ângulo de lançamento, tendo-se considerado nesta seção 0 nós para a velocidade do vento. Ao estabelecer a comparação dos resultados obtidos com os valores tabelados verificou-se uma diferença na ordem dos 20%, como se pode observar na tabela 3.6 e na figura 3.25.

Após uma revisão da bibliografia existente [10] verificou-se que a primeira derivada do momento de *Pitch* tinha um valor de 3.378, valor esse ligeiramente inferior ao valor de 4.006, que se obteve do software *Star – CCM+*[®]. Na figura 3.25 pode-se observar os diferentes desvios obtidos, quer para os valores retirados do *Star – CCM+*[®], quer para o valor da primeira derivada do momento de *pitch* retirada da bibliografia [10], estabelecendo-se uma comparação com os desvios tabelados nas tabelas de tiro.

Esta diferença apresentada nos resultados CFD com a bibliografia pode dever-se às diversas aproximações que se fizeram ao nível da malha. Uma das aproximações foi ao nível do refinamento da malha, tendo-se utilizado um número de células para o qual o valor do C_D estava convergido, informação essa apresentada na seção 3.3.2. Outra aproximação que pode ter afetado o valor do momento de *pitch* significativamente foi ter-se retirado a cinta de travamento e a cinta de guiamento do projétil, obtendo-se uma malha com maior qualidade, seção 3.3.1.

Tabela 3.6: Desvio lateral com $v = 211.8$ m/s em função do β .

β_i (°)	x_{tabelado} (m)	z_{tabelado} (m)	Mathematica		Bibliografia	
			z_{Mathe} (m)	ϵ (%)	z_{Khalil} (m)	ϵ (%)
22.39	3000	30.0	24.0	20.0	28.3	5.7
23.43	3100	32.55	26.0	20.1	30.8	5.4
24.53	3200	35.52	28.5	19.8	34.5	2.9
25.68	3300	38.94	31.0	20.4	36.5	6.3
26.91	3400	42.5	34.0	20.0	40.0	5.9
28.22	3500	46.55	37.0	20.5	43.8	5.9

Todavia a tendência está estabelecida e para o presente propósito, um desvio inferior a 10 m num alcance de 3500 m não é considerado de influência maior.

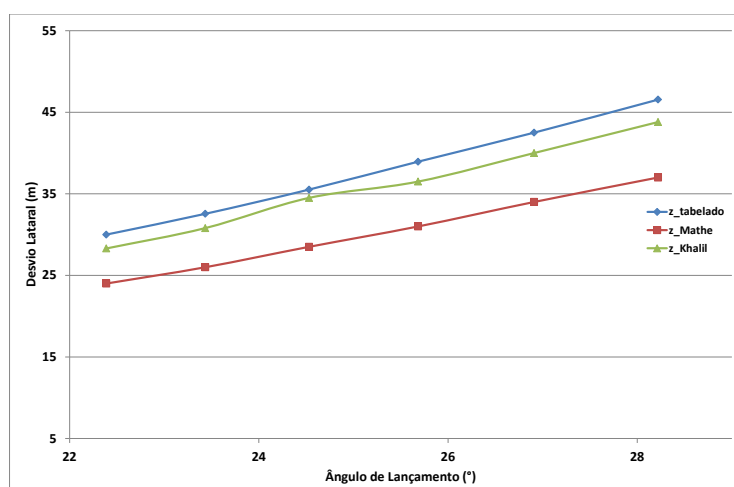


Figura 3.25: Desvio lateral em função do alcance.

3.7.3 Influência do Vento

Recorrendo mais uma vez às tabelas de tiro, bem como às suas respectivas correções, foi possível verificar o parâmetro "vento" no código implementado em *Mathematica*[®]. Por se tratar de material confidencial, apenas foi possível ter acesso a alguns dados dessas mesmas tabelas, para que este tipo de estudo fosse efetuado. Na tabela 3.7 encontram-se os resultados para o desvio lateral do projétil em função da velocidade do vento. Para este estudo considerou-se que o vento se encontrava na perpendicular com a boca do obus, no sentido da esquerda para a direita, ou vice versa, consoante a velocidade do vento fosse positiva ou negativa, respetivamente. Esta opção deveu-se ao facto de ser nesta direção que o vento mais influencia a estabilidade de voo do projétil.

Tabela 3.7: Influência do vento com $v = 211.8$ m/s em função do β .

β_i (°)	v_{vento} (nós)	Valores das Tabelas de Tiro			Valores do Mathematica		
		t_{voo} (s)	$x_{tabelado}$ (m)	Δz (m)*	t_{voo} (s)	x_{Mathe} (m)	Δz (m)*
23.43	+20	16.9	3100	+9.92	16.8	3046.4	9.5
	0			0		3061.4	0
	- 20			-9.92		3043.4	-13.5
25.68	+20	18.4	3300	+11.22	18.3	3241.0	+11
	0			0		3256.8	0
	- 20			-11.22		3235.6	-16
28.22	+20	20	3500	+13.3	19.9	3435.3	+13.0
	0			0		3452.0	0
	- 20			-13.3		3427.4	-18.2

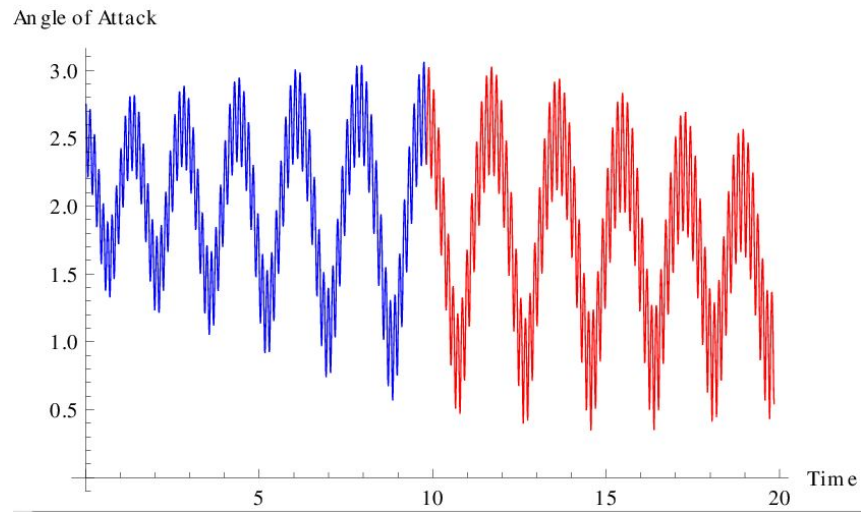
* variação do desvio lateral em função do valor de referência para $v_{vento} = 0$ nós.

Como se sabe, o vento é um fator que está sempre presente nas condições atmosféricas, sendo necessário ter em conta a sua influência para que o projétil atinja o seu objetivo. Tal como mostra a tabela 3.7, tanto o alcance como o desvio lateral, são afetados com o vento.

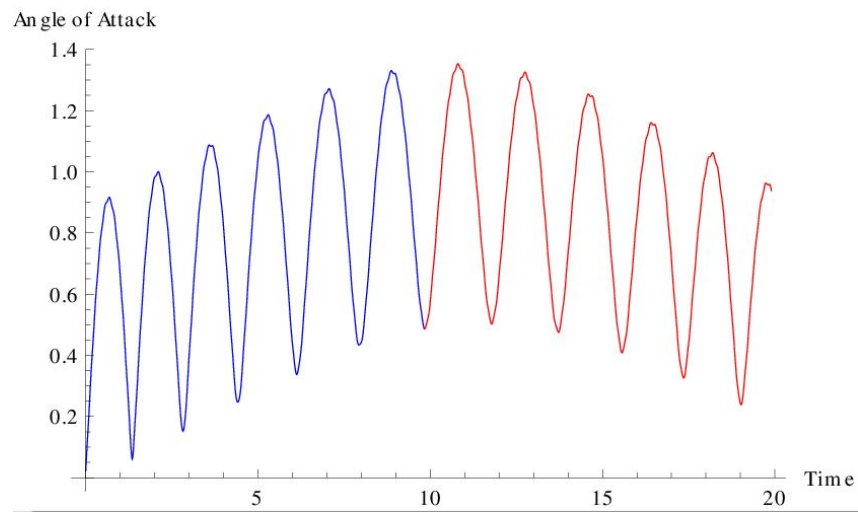
Outro parâmetro muito importante para a estabilidade de voo que é influenciado pelo vento é o ângulo de ataque ao longo da trajetória. Quando a magnitude da velocidade do vento é diferente de 0 nós, o ângulo de ataque será necessariamente maior para velocidades do vento mais elevadas, como se pode observar na figura 3.26, e consequentemente maior será a probabilidade do projétil vir a instabilizar. Contudo, ao contrário do que seria de esperar, o projétil ao longo da trajetória irá corrigir o valor do ângulo de ataque que adquiriu logo à saída da boca do tubo do obus, sendo que a figura 3.27 traduz esse mesmo comportamento. Os resultados para a variação do ângulo de ataque presente na figura 3.26 foram obtidos para uma velocidade à boca do tubo do obus de 211.8 m/s (valor da velocidade para carga 1), com um ângulo de lançamento de 28.22°.

Na figura 3.28 pode-se observar a influência da velocidade do vento no alcance do projétil. Como seria de esperar, para velocidade do vento de 0 nós é quando o alcance atingido é maior. Os resultados obtidos para as velocidades do vento, positiva e negativa, apresentam uma ligeira diferença no alcance,

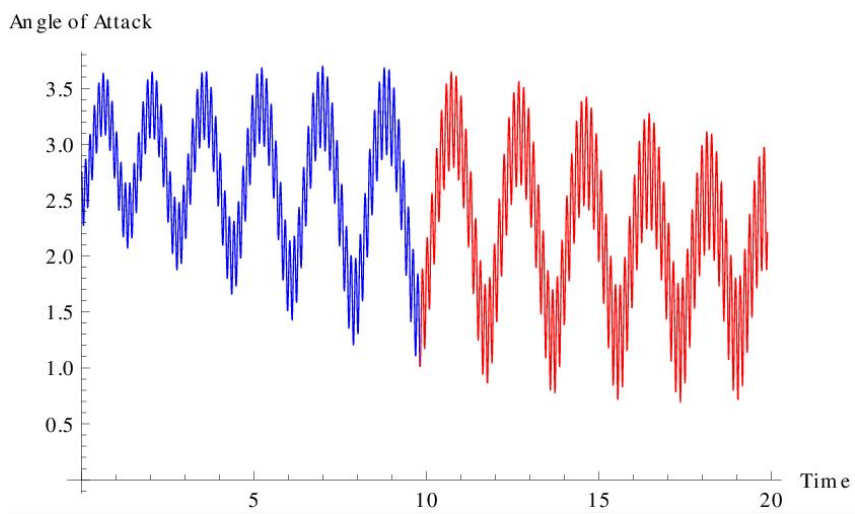
sendo que quando a velocidade do vento tem o sentido negativo é quando o alcance é menor. Este facto não é tido em conta nas tabelas de tiro correntes, onde o vento lateral e o alcance não são considerados, sendo apenas considerado, e de forma simétrica, o desvio lateral. Esta diferença prende-se com o facto do vento estar a contrariar o normal comportamento do projétil com rotação, que seria deslocar-se no sentido da esquerda para a direita, sendo que o variação do ângulo de ataque, figura 3.26, também é mais elevada para esta situação.



(a) $v_{vento} = +20$ nós.

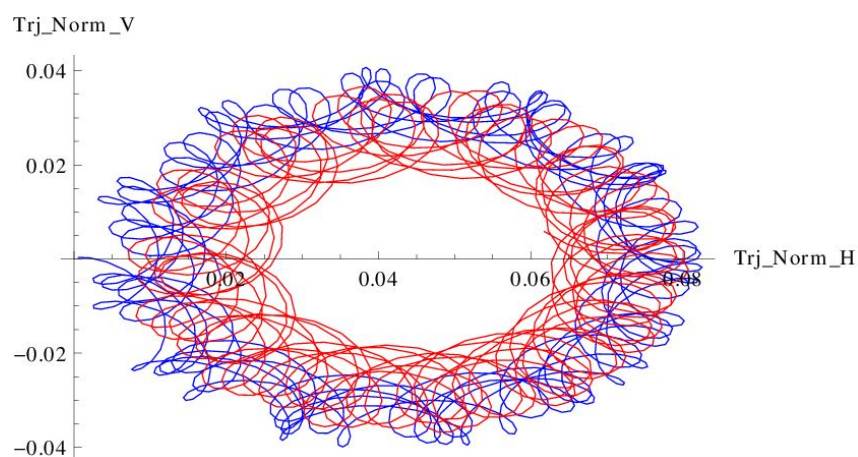


(b) $v_{vento} = 0$ nós.

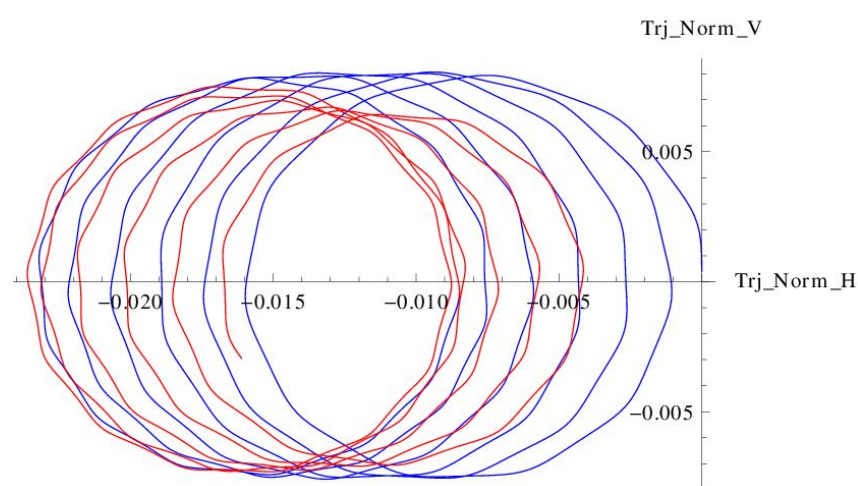


(c) $v_{vento} = -20$ nós.

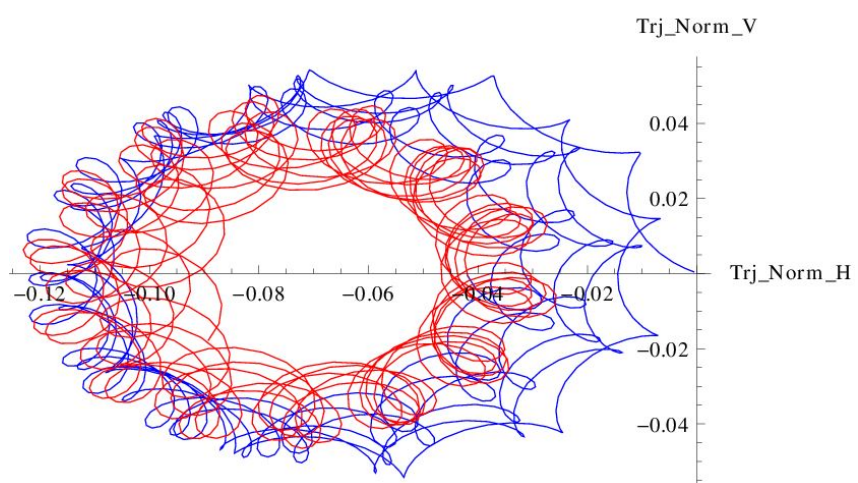
Figura 3.26: Variação do ângulo de ataque com a velocidade do vento.



(a) $v_{vento} = +20$ nós.



(b) $v_{vento} = 0$ nós.



(c) $v_{vento} = -20$ nós.

Figura 3.27: Variação da trajetória do nariz do projétil com a velocidade do vento.

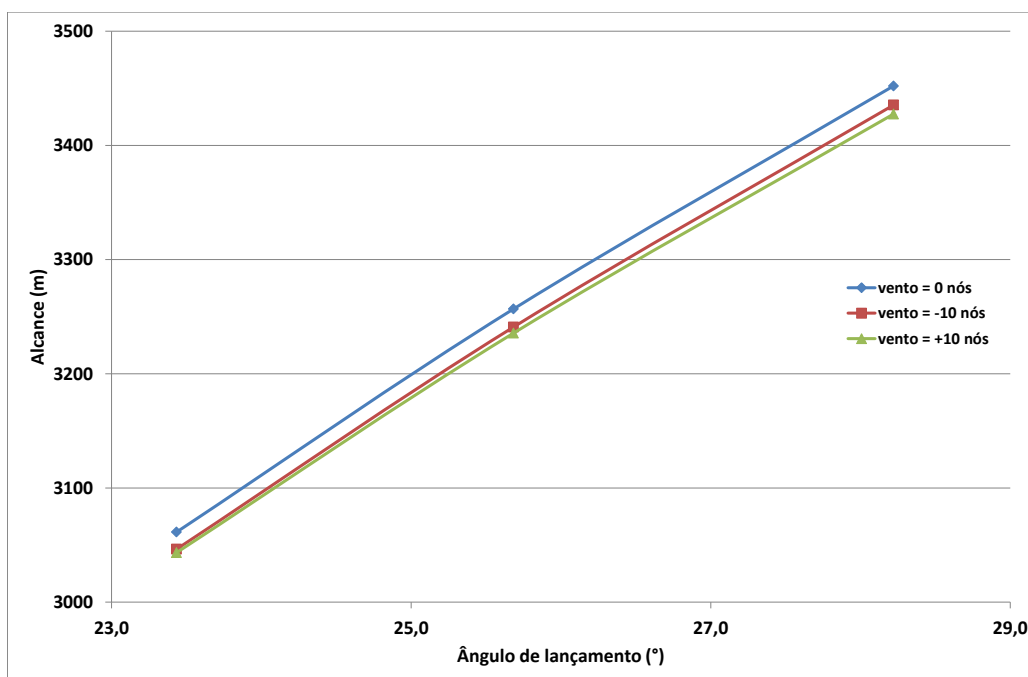


Figura 3.28: Influência da velocidade do vento no alcance.

3.8 Outros Parâmetros

Para terminar este capítulo, que diz respeito à verificação e validação dos modelos implementados, é ainda de valor salientar a importância de alguns parâmetros referidos na revisão bibliográfica, secção 1.2, que poderiam, ou não, influenciar os resultados finais obtidos.

3.8.1 Efeito de Coriolis

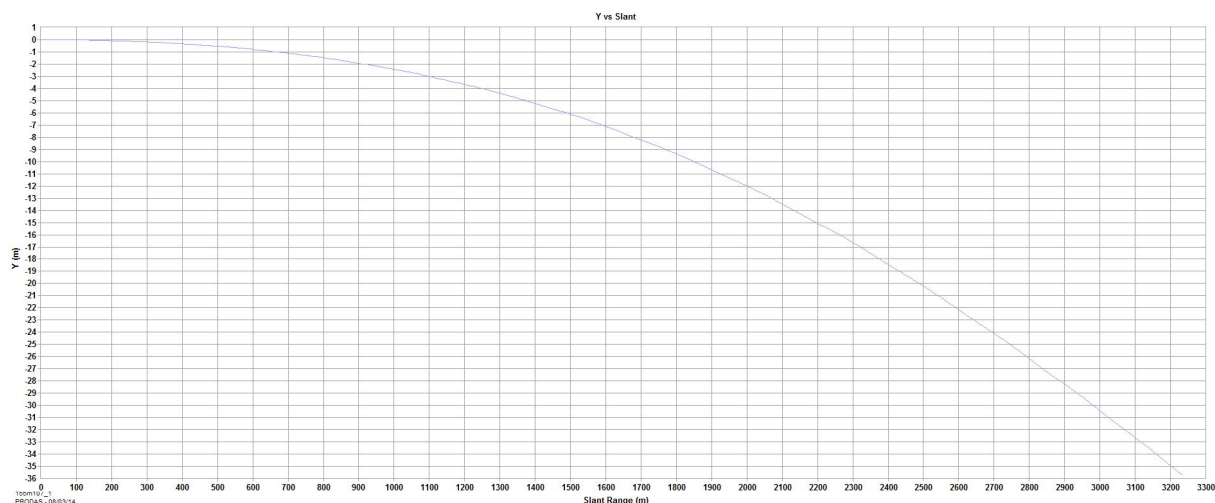
O efeito de Coriolis foi um dos parâmetros referidos anteriormente que, para este caso, não teria uma influência considerável visto que o alcance definido para o projeto é muito inferior aos 20 km de alcance referidos anteriormente, distância essa a partir da qual o efeito de Coriolis deve ser tido em conta. Para umas determinadas condições, apresentadas na tabela 3.8, o alcance do projétil praticamente não sofre alterações, enquanto que o desvio lateral é de apenas dois metros.

Tabela 3.8: Efeito de Coriolis no desvio lateral sofrido pelo projétil.

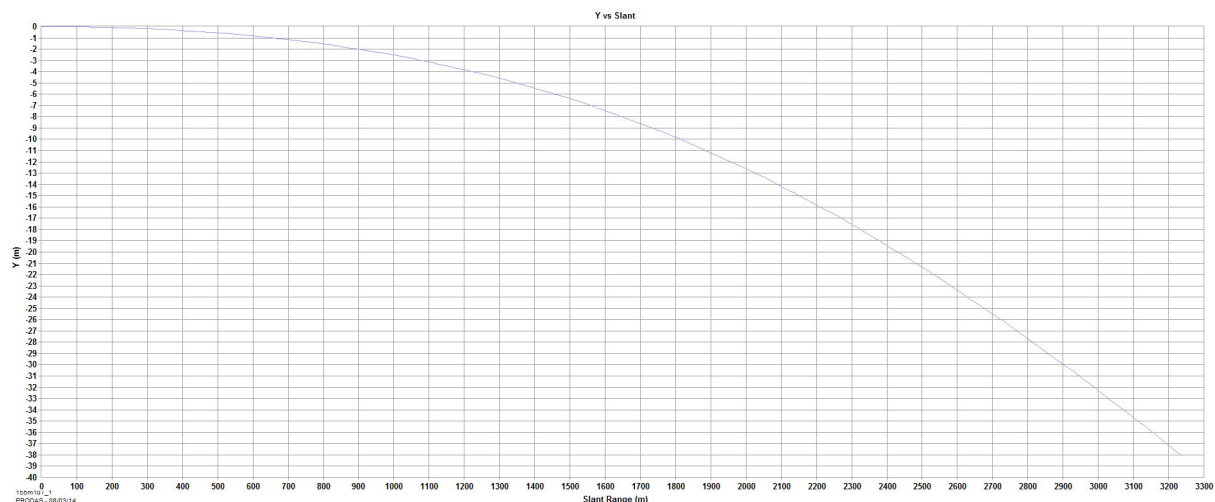
	ρ (kg/m ³)	β_i (°)	v (m/s)	ω (rad/s)	x (m)	z (m)
Com Coriolis	1.225	30	200	324	3236.7	-35.81
Sem Coriolis	1.225	30	200	324	3236.8	-38.09

Excepcionalmente no estudo do efeito de Coriolis assumiu-se o valor de 1.225 kg/m^3 para a densidade do ar, e não 1.177 kg/m^3 (valor assumido ao longo de toda a Dissertação), para que a comparação entre resultados dos diferentes softwares fosse plausível, visto ser a densidade do ar assumida pelo *PRODAS V3*®.

Na figura 3.29 pode-se observar os resultados para os desvios laterais tendo em conta, ou não, o efeito de Coriolis em função do alcance atingido.



(a) Com Coriolis.



(b) Sem Coriolis.

Figura 3.29: Variação do desvio lateral.

A partir dos resultados obtidos não faz sentido considerar o efeito de Coriolis devido à sua desprezável influência, como já tinha sido referido anteriormente, e também porque o alcance atingido pelo novo projétil será muito menor, o que conduzirá certamente a um desvio muito inferior aos dois metros.

Capítulo 4

Resultados

Neste capítulo apresentam-se os resultados das diversas geometrias analisadas. Os dois parâmetros responsáveis por essas diferentes geometrias foram o comprimento total do projétil e a forma do nariz do mesmo. No que diz respeito à configuração do nariz do projétil, de uma forma global, foram analisados dois perfis: perfil cônico, à semelhança das munições convencionais, e perfil semiesférico, tal como o projétil FIREND 105 mm concebido no passado.

4.1 Condições Iniciais

Como ponto de partida, para a concepção do novo projétil foram impostas algumas condições iniciais que condicionaram todo o processo. Estas condições têm um papel preponderante, quer na concepção do projétil, quer no alcance do objetivo a que se destina. Podem ser observadas na tabela 4.1, juntamente com as mesmas condições para a munição convencional M107, a título de comparação.

Tabela 4.1: Condições iniciais de funcionamento.

	v_i (m/s)	m (kg)
M107	211.8	43.096
FIREND	100	$10 < m < 15$

Estas condições supracitadas foram estabelecidas tendo em conta diversos critérios.

No que diz respeito à velocidade inicial e à massa total do projétil, estas sofrem alterações significativas, sendo que a velocidade inicial passa para aproximadamente metade da estabelecida para a munição M107, bem como a massa total que fica cerca de quatro vezes menor, sendo as principais alterações nas massas específicas de cada componente do projétil, como se pode observar na tabela A.1 presente nos apêndices.

Apesar destas duas alterações apresentarem consequências significativas nos resultados finais, nomeadamente no alcance e altura atingida, os objetivos principais serão conceber o projétil FIREND com um material que torne todo o processo mais rentável e que as pressões e temperaturas geradas

dentro do obus sejam muito inferiores, permitindo assim que o novo material implementado suporte essas mesmas condições.

Para a análise do projétil FIREND, o ângulo de lançamento inicial (β_i) mínimo será de 30° por ser um valor de ângulo muito próximo do estabelecido nas tabelas de tiro para a munição M107, sendo 60° o valor máximo para β_i . Para esta gama de valores de ângulos de lançamento é mais suscetível que o ângulo de ataque também aumente, diminuindo a estabilidade do projétil durante a sua trajetória, podendo mesmo levar à sua queda prematura, sem que alcance o objetivo a que se destinava.

4.2 Geometrias Estudadas

Como ponto de partida para este subcapítulo, e tendo em conta as condições iniciais impostas, foram criadas seis geometrias diferentes, resultando três projéteis de perfil cônico que diferem no seu comprimento total, e três projéteis de perfil semiesférico, para os mesmos comprimentos totais que os projéteis referidos anteriormente. As geometrias correspondentes às versões 1, 2 e 3 apresentam um perfil cônico, figura 4.1, à semelhança da munição convencional M107, enquanto que as versões 4, 5 e 6 correspondem a um perfil semiesférico, figura 4.2, tal como o projétil FIREND de 105 mm criado no passado. Na tabela 4.2 encontra-se exemplificado o supracitado de forma a apresentar as diversas geometrias concebidas.

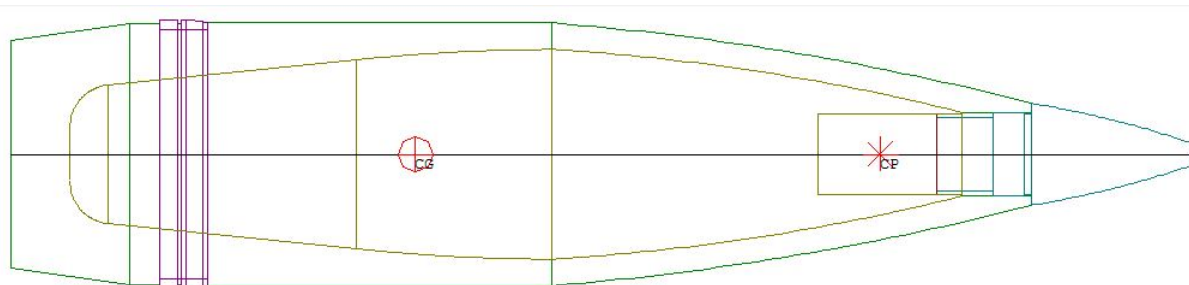


Figura 4.1: Geometria e representação do CG e do CP da geometria versão 1.

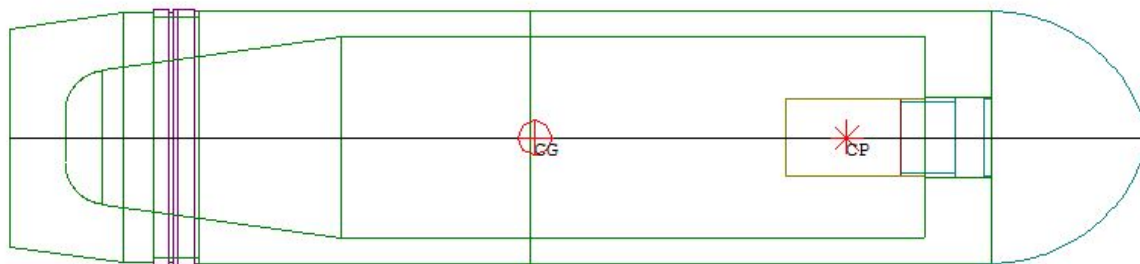


Figura 4.2: Geometria e representação do CG e do CP da geometria versão 4.

Tabela 4.2: Diferentes geometrias testadas.

Nomenclatura	L (mm)	m (kg)	CG (mm)*	I_{xx} (kg.m ²)	I_{yy} (kg.m ²)	S_g	L/D
versão 1	697.1	10.775	238.729	0.036	0.306	1.75	4.50
versão 2	797.1	12.371	283.639	0.042	0.486	1.19	5.14
versão 3	897.1	14.022	329.428	0.049	0.727	0.89	5.79
versão 4	697.1	10.024	322.505	0.036	0.436	1.04	4.50
versão 5	797.1	11.435	388.588	0.041	0.635	0.74	5.14
versão 6	897.1	12.792	442.820	0.046	0.908	0.58	5.79

*medido desde a base

Ambos os parâmetros que foram alterados têm a mesma finalidade: aumentar a capacidade de material a transportar no interior do projétil, quando comparado com a munição convencional M107.

A ideia de o perfil ser semiesférico já remonta do *FIREND 105 mm*, como foi referido anteriormente, visto que, para o mesmo comprimento total do projétil, o material a transportar aumentava cerca de duas vezes mais por se abandonar a ideia de perfil cónico, adotada desde sempre nas munições convencionais.

Em relação ao comprimento total optou-se por aumentar o corpo do projétil em 100 mm, nas versões 2 e 5, e em 200 mm, nas versões 3 e 6, de modo a que os valores finais para o comprimento do projétil tivessem em conta a relação $L/D < 7$, isto é, um indicador do limite para a estabilidade de voo como referido na revisão bibliográfica.

De forma a testar e a estabelecer uma comparação entre as diversas geometrias, alguns parâmetros como a velocidade à boca do obus e o ângulo de lançamento permaneceram inalteráveis. A velocidade adotada foi de 100 m/s, como referido nas condições iniciais de funcionamento, e testou-se as simulações para um ângulo de lançamento de 60°. Isto porque para a gama de valores compreendida entre 30° e 60°, é mais suscetível que o projétil instabilize quando lançado a 60° porque atinge ângulos de ataque mais elevados quando comparado com o ângulo de ataque para tiro raso, como será demonstrado ainda neste capítulo.

De forma a tornar mais elucidativo o que foi descrito, apresentam-se na tabela 4.3 o valor dos parâmetros implementados no código do *Mathematica*®, que se mantiveram inalteráveis para os diversos testes.

Tabela 4.3: Parâmetros implementados no código.

Parâmetros	ρ (kg/m ³)	dt (s)	v (m/s)	ω (rad/s)	β (°)
Magnitude	1.177	0.0001	100	162	60

4.3 Geometria Adotada

Como já foi referido anteriormente as alterações mais significativas ao nível das geometrias propostas para o trabalho foram: a massa, que passou a ser aproximadamente quatro vezes inferior, alterando deste modo os momentos de inércia, e a velocidade inicial de lançamento, que adotou um valor sensivelmente duas vezes inferior ao valor registado para a carga 1.

Contudo é importante referir que outros parâmetros, tais como o comprimento total, o CG, o CP, sofreram alterações de geometria para geometria, tendo também estes parâmetros um papel preponderante na análise de estabilidade do projétil.

Os parâmetros que realçaram maiores diferenças, e daí os que tinham mais interesse serem avaliados, foram os seguintes:

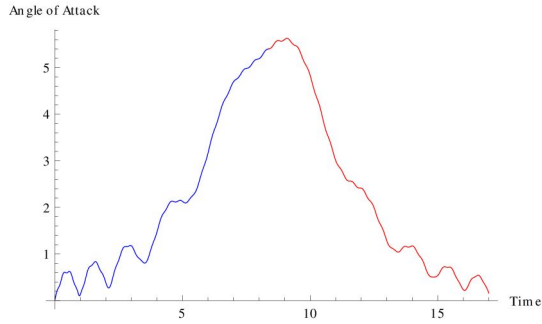
- variação do ângulo de ataque ao longo da trajetória;
- trajetória do nariz do projétil ao longo do tempo, que se traduz no ângulo de ataque;
- altura atingida em função do alcance;
- desvio lateral apresentado pelo projétil em função do alcance.

Com base nos testes realizados para as diferentes seis geometrias de modo a seleccionar a que melhor satisfazia os requisitos necessários para o novo projétil FIREND de 155 mm. Para tal, seleccionou-se a geometria correspondente à versão 4. Verificou-se que era a geometria mais estável mediante a análise da variação do ângulo de ataque, quando comparada com as diversas geometrias analisadas para diferentes velocidades do vento, e também segundo o valor da estabilidade giroscópica registado. Os resultados obtidos para essa mesma geometria apresentam-se na tabela 4.4 e nas figuras 4.3 e 4.4, enquanto que os resultados obtidos para as restantes cinco se encontram nos apêndices.

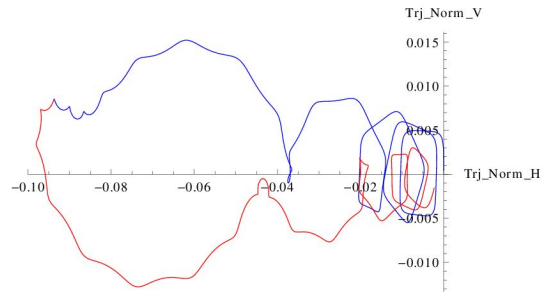
Na tabela 4.2 pode-se constatar que o parâmetro da estabilidade giroscópica, tal como foi descrito no subcapítulo 2.1.2, deve ser superior a 1, o que é apenas satisfeito para três versões criadas. Foi com base neste pressuposto que a versão adotada para o novo projétil foi a 4, que disponibiliza uma maior capacidade para transportar material no seu interior e, portanto, a melhor escolha. A geometria seleccionada passará a designar-se de *FIREND 155 mm*.

Tabela 4.4: Diferentes limites em função da velocidade do vento para o FIREND 155 mm.

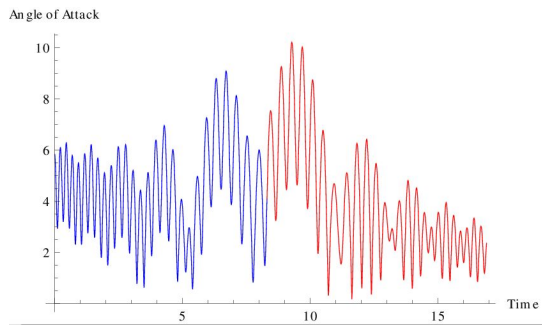
v_{vento} (nós)	x_{max} (m)	t_{voo} (s)	h_{max} (m)	$t_{h_{max}}$ (s)	z_{max} (m)	α_{max} (°)
0	766.99	17.00	353.79	8.37	-27.5	5.6
-20	744.94	16.90	349.62	8.30	-5.3	10.0
+20	760.18	16.88	349.07	8.31	-42	9.5



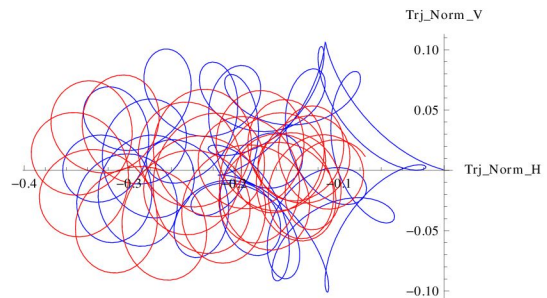
(a) Variação do α com $v_{vento} = 0$ nós.



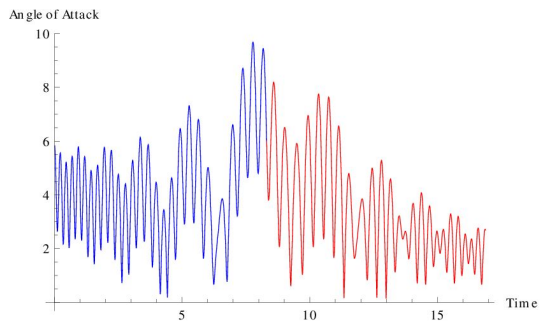
(b) Trajetória do nariz do projétil com $v_{vento} = 0$ nós.



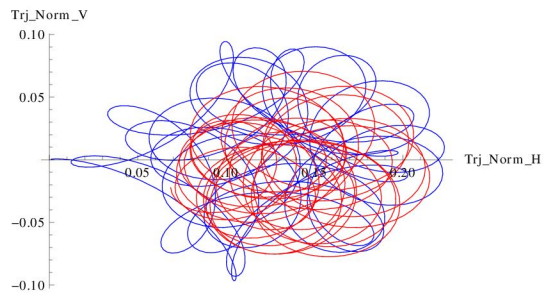
(c) Variação do α com $v_{vento} = -20$ nós.



(d) Trajetória do nariz do projétil com $v_{vento} = -20$ nós.



(e) Variação do α com $v_{vento} = +20$ nós.



(f) Trajetória do nariz do projétil com $v_{vento} = +20$ nós.

Figura 4.3: Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil FIREND 155 mm.

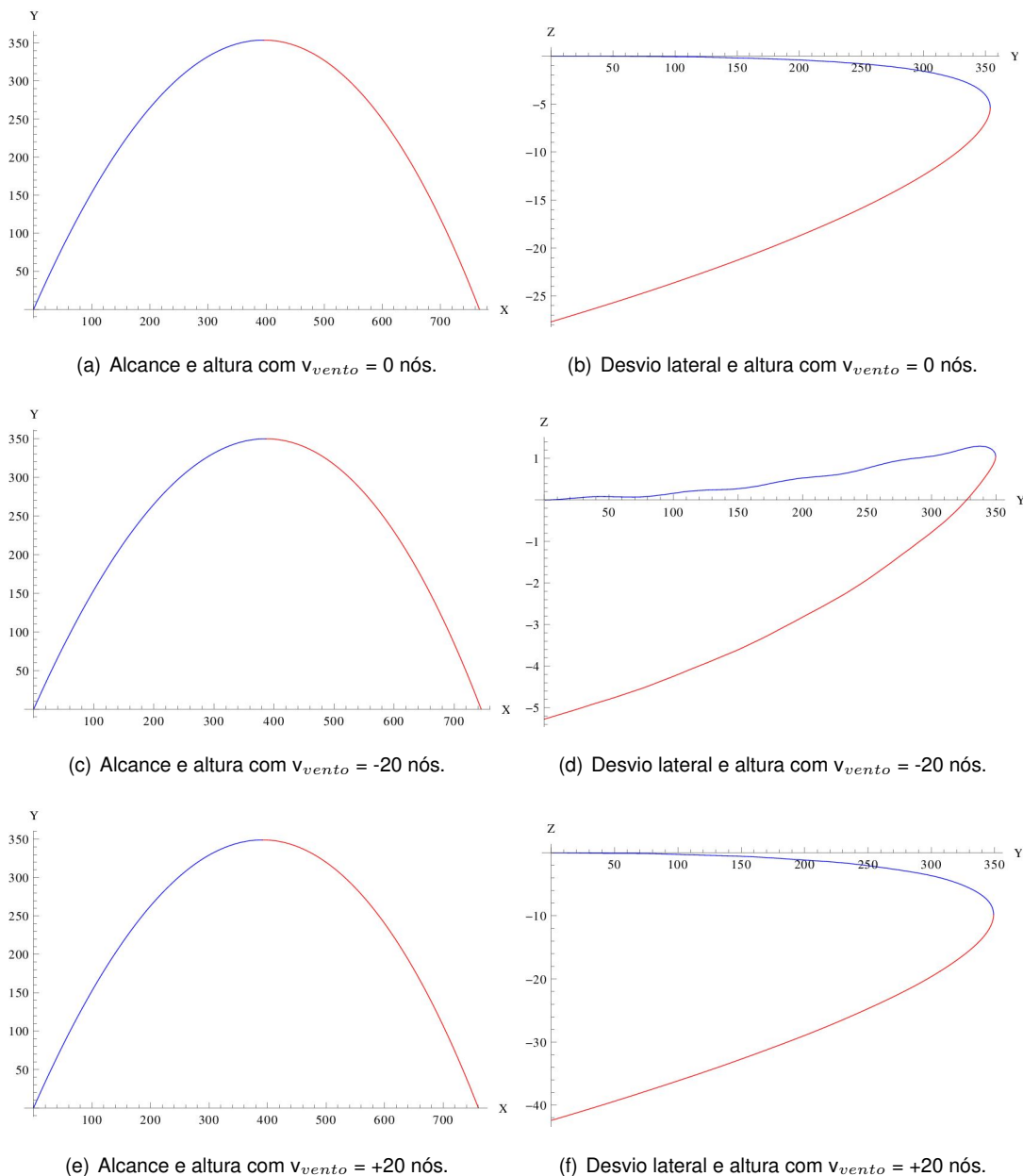


Figura 4.4: Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil FIREND 155 mm.

Para esta geometria o ângulo de ataque máximo alcançado, numa situação sem vento, nunca excede os 5.6° , enquanto que numa situação em que se verifica a existência de vento lateral de uma magnitude de -20 nós, o ângulo de ataque já atinge valores de 10° . Contudo, estes máximos são alcançados no momento em que o projétil inicia a sua fase descendente na trajetória, momento em que a velocidade de translação do projétil regista o seu mínimo, retomando de seguida baixos valores de ângulo de ataque, o que significa que o seu comportamento volta a estabilizar na fase que antecede a sua chegada ao solo. A variação do ângulo de ataque ao longo da trajetória pode-se observar na figura 4.3.

A análise da trajetória descrita pelo nariz do projétil, também na figura 4.3, retrata outra forma de apresentar os resultados referentes à variação do ângulo de ataque. À semelhança do que foi

descrito acima, é no início da fase descendente que o ângulo de ataque é mais elevado, ou seja, é neste momento que o nariz do projétil se encontra mais desviado da sua trajetória. No entanto, ele irá estabilizar, retomando novamente para valores baixos durante a fase de aproximação ao solo, sem que no final nada indique uma possível instabilização.

Como já seria de esperar, para os mesmos ρ e β , o alcance atingido pelo projétil sofreu um decréscimo significativo quando comparado com o alcance da munição convencional M107 devido à diminuição da massa do novo projétil, bem como da sua velocidade inicial. O mesmo se passou com a altura máxima alcançada, sendo que os resultados, tanto da altura e do alcance, bem como dos respectivos tempos, encontram-se na tabela 4.4, sendo que a figura 4.4 também apresenta, quer a variação da altura com o alcance do projétil, quer o desvio lateral com a altura.

Na figura 4.5 pode-se observar a nova posição do CG e do CP, enquanto que nos apêndices se pode consultar a geometria detalhada do FIREND 155 mm, isto é, massas específicas de cada componente e respetivas medidas.

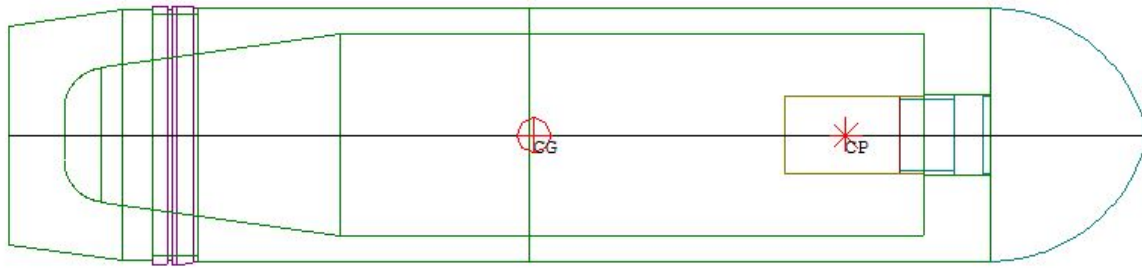


Figura 4.5: Geometria FIREND 155 mm com CP e CG.

4.3.1 Resultados das Simulações CFD

Recorrendo ao software *Star – CCM+*[®], toda a metodologia de simulação desenvolvida para a munição convencional M107, no capítulo anterior, foi aplicada nesta nova configuração do projétil, isto é, na geometria FIREND 155 mm. Assim sendo, a malha final ficou com aproximadamente 7M células, presente na figura 4.6, à semelhança da malha implementada para a munição M107 no capítulo anterior. Também os parâmetros implementados no *Star – CCM+*[®] foram os mesmos.

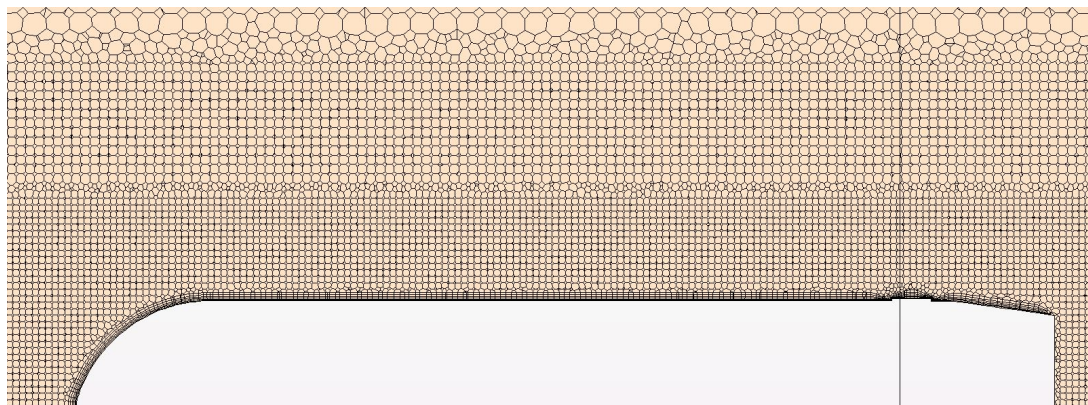


Figura 4.6: Malha utilizada na FIREND 155 mm.

Após correr as simulações, também aqui se teve especial atenção ao parâmetro y_+ , para que o mesmo estivesse compreendido na gama y_+ elevado ($30 < y_+ < 150$), como demonstrado na figura 4.7.

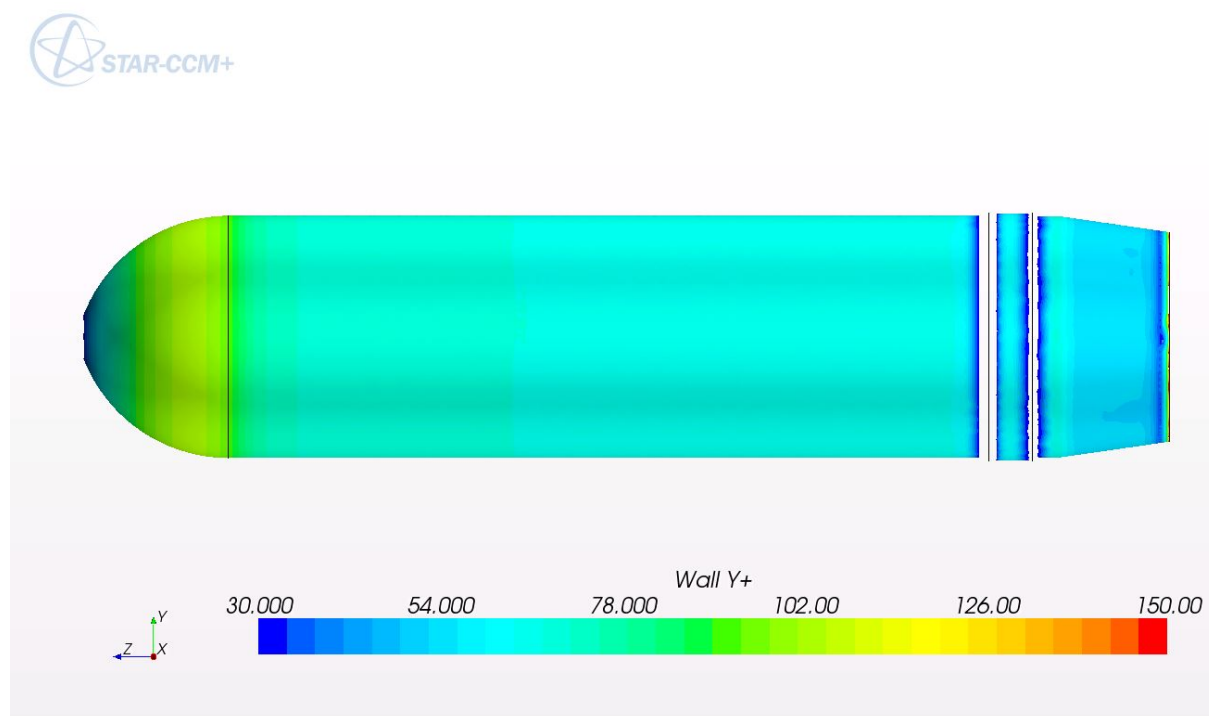
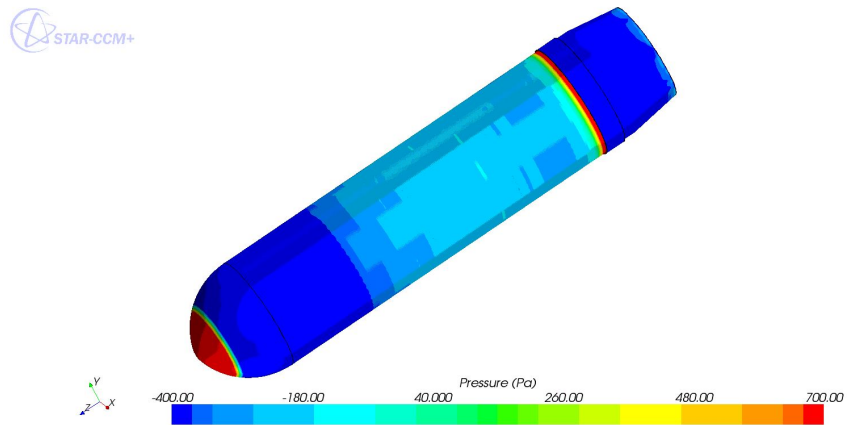
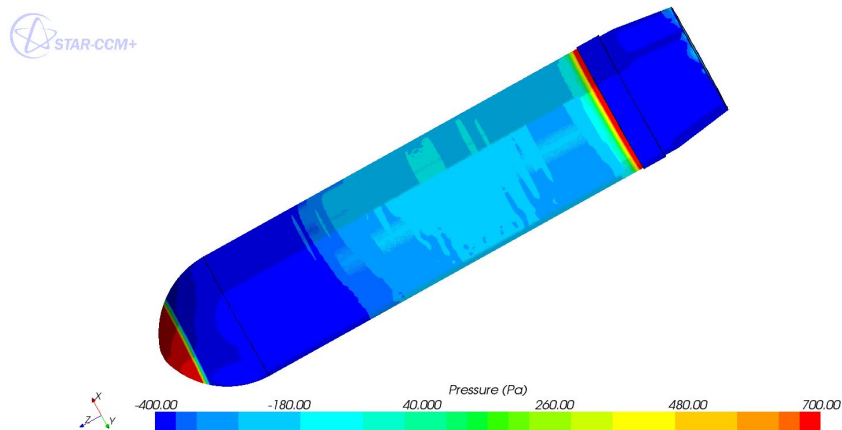


Figura 4.7: y_+ para simulação com $\alpha = 0^\circ$.

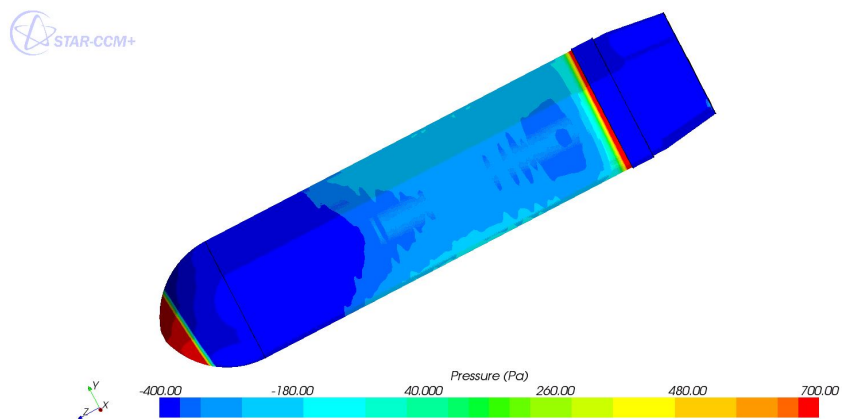
Na figura 4.8 pode observar-se a distribuição da pressão na superfície do projétil para diversos ângulos de ataque (0° , 2° e 4°). Tal como seria de esperar, à medida que o ângulo de ataque aumenta, o desequilíbrio da pressão ao longo do projétil é mais evidente.



(a) $\alpha = 0^\circ$.



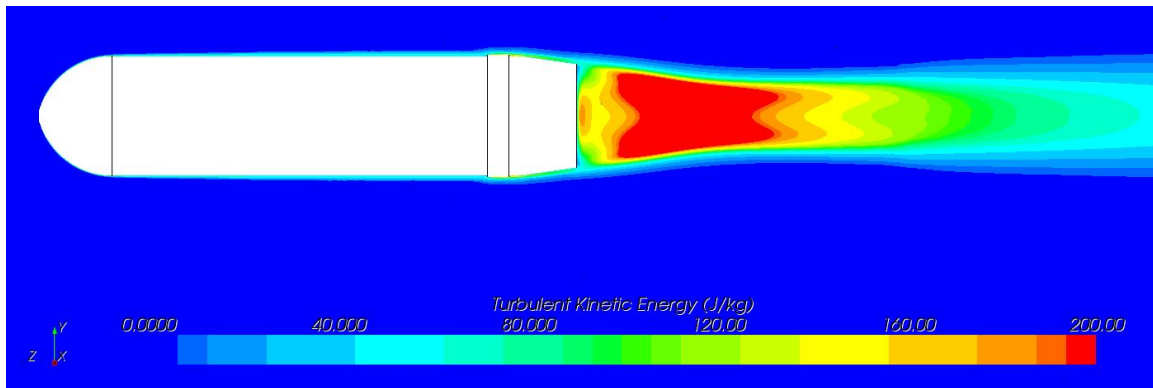
(b) $\alpha = 2^\circ$.



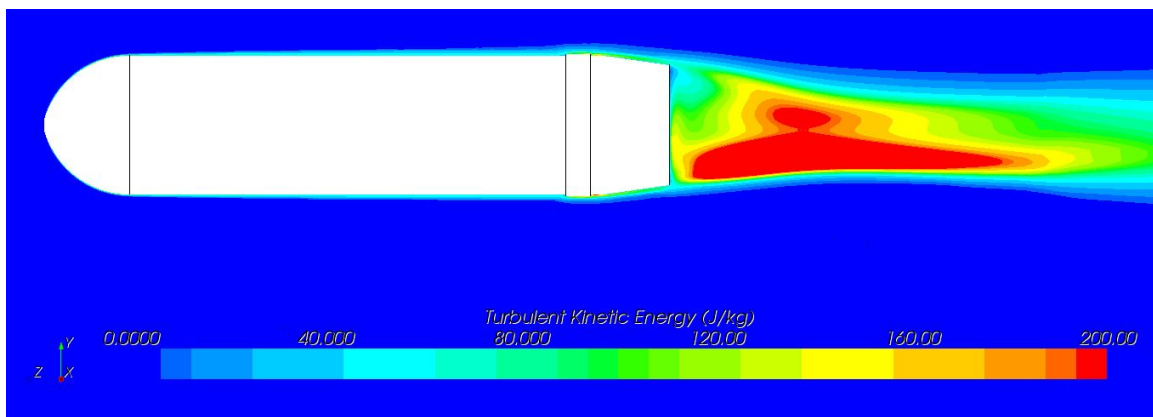
(c) $\alpha = 4^\circ$.

Figura 4.8: Distribuição da pressão na parede.

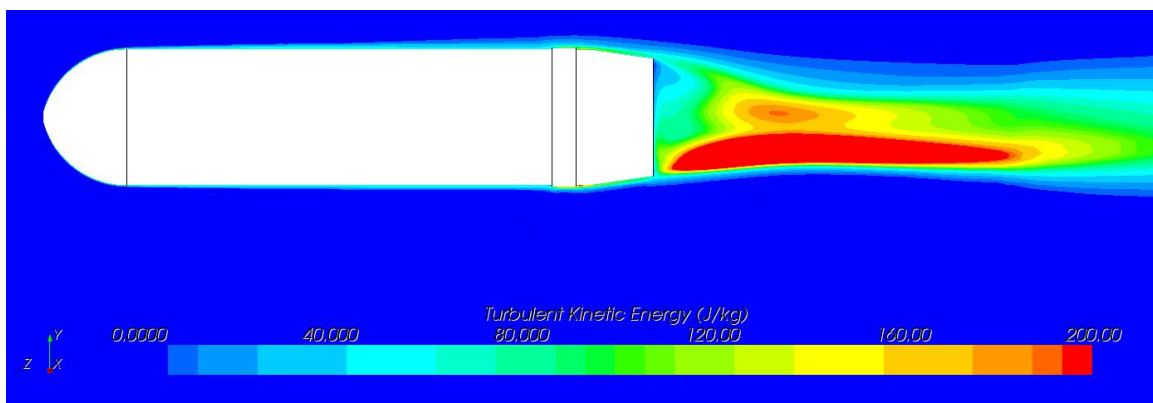
Na figura 4.9 facilmente se constata a influência do ângulo de ataque no que diz respeito à simetria da turbulência, sobretudo ao nível da esteira, sendo que esta simetria deixa de existir quando o ângulo de ataque é diferente de 0 graus.



(a) $\alpha = 0^\circ$.



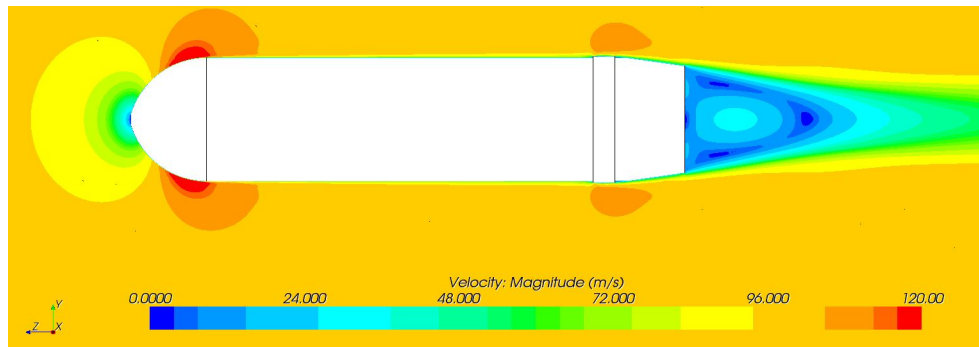
(b) $\alpha = 2^\circ$.



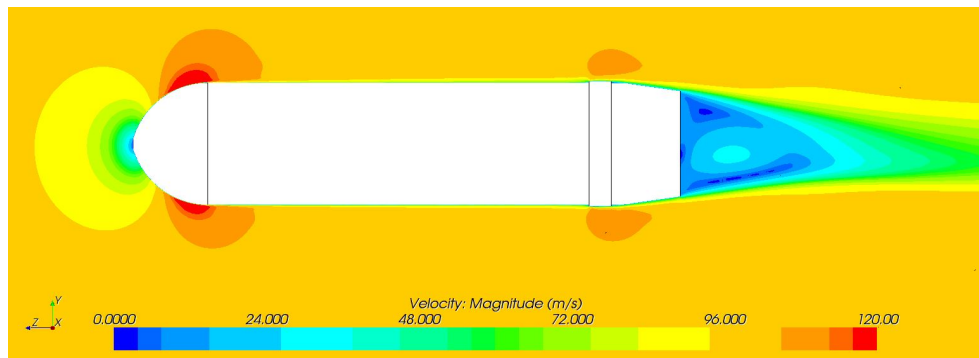
(c) $\alpha = 4^\circ$.

Figura 4.9: Variação da energia cinética turbulenta.

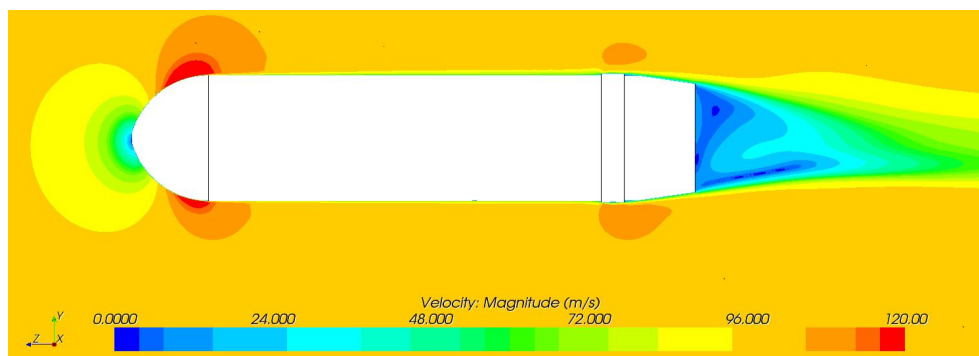
Para os mesmos ângulos das figuras acima mencionadas, a figura 4.10 mostra a variação da velocidade ao longo do corpo do projétil. Também aqui se pode constatar o efeito do aumento do ângulo de ataque, sobretudo ao nível da esteira do projétil.



(a) $\alpha = 0^\circ$.



(b) $\alpha = 2^\circ$.



(c) $\alpha = 4^\circ$.

Figura 4.10: Variação da velocidade.

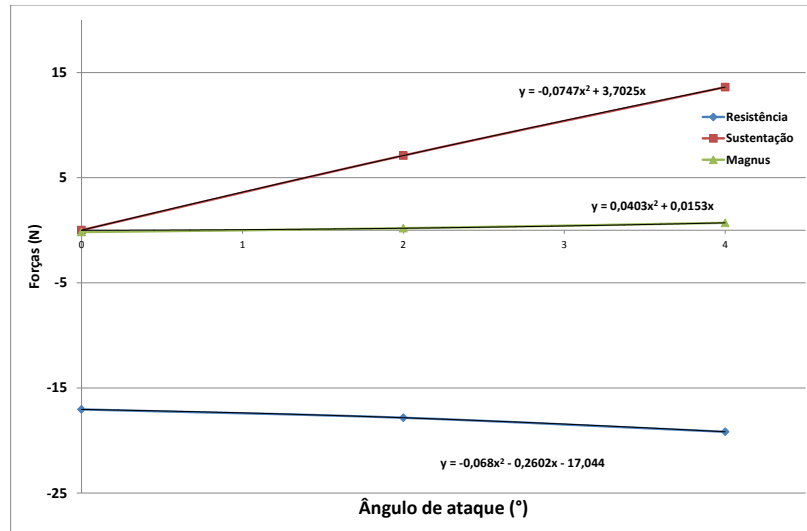
Com os resultados obtidos das características aerodinâmicas para os três ângulos de ataque analisados (0° , 2° e 4°), mediante as condições impostas, traçaram-se as curvas características das forças e dos momentos que atuam no projétil, de forma a observar a tendência das mesmas. Esses mesmos resultados encontram-se na tabela 4.5 e as curvas características estão representadas nas figuras 4.11. É importante referir que os momentos foram calculados no CG do projétil.

Como se pode observar, pela figura 4.11, o aumento do ângulo de ataque provoca grandes alterações sobretudo na força de sustentação e no *pitch*, fazendo variar estes parâmetros de uma forma aproximadamente linear. No caso da força de sustentação, que para ângulo de ataque de 0° era praticamente nula, a 4° passa a ter um valor considerável. O mesmo se passa com o *pitch*, resultado do desequilíbrio de pressão ao longo do projétil.

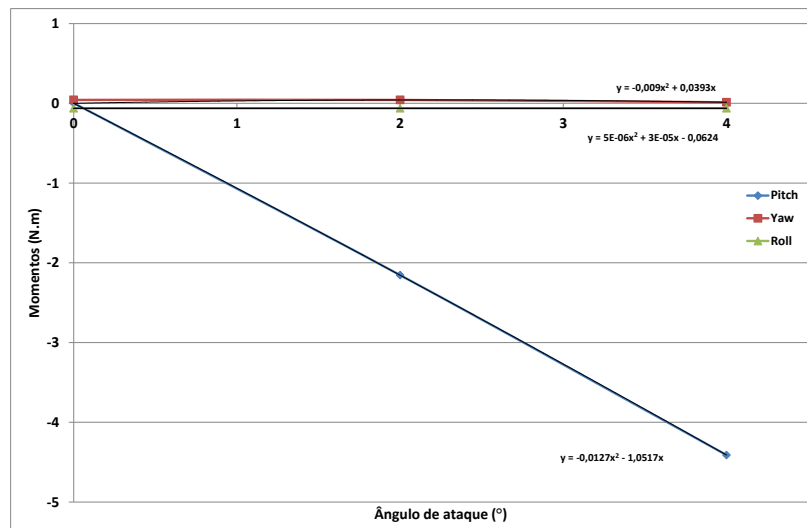
Tabela 4.5: Resultados das forças e momentos no CG com o ângulo de ataque.

α (°)	Magnus (N)	FS (N)*	FR (N)*	Pitch (N.m)	Yaw (N.m)	Roll (N.m)
0	-0.173	0.011	-17.044	0.003	0.043	-0.062
2	0.192	7.106	-17.836	-2.154	0.043	-0.062
4	0.706	13.616	-19.173	-4.411	0.013	-0.062

* FS - Força de Sustentação; FR - Força de Resistência.



(a) Forças com α .



(b) Momentos com α .

Figura 4.11: Variação das forças e momentos com o ângulo de ataque.

4.3.2 Análise da Trajetória

À semelhança da análise realizada para a trajetória do projétil com ângulo de lançamento de 60°, depois de se ter definido a geometria final a adotar, também se realizaram testes para outros ângulos de lançamento, nomeadamente para 30° e 45°. Tal como se fez anteriormente, também aqui se verificou a influência do vento no projétil a 20 nós de velocidade, quer no sentido positivo, quer no sentido negativo. Os resultados apresentam-se na tabela 4.6.

Tabela 4.6: Diferentes limites em função da velocidade do vento para o projétil FIREND 155 mm.

β_i (°)	v_{vento} (nós)	x_{max} (m)	t_{voo} (s)	h_{max} (m)	$t_{h_{max}}$ (s)	z_{max} (m)	α_{max} (°)
30	0	797.81	9.93	120.95	4.91	-8.9	1.5
	-20	785.85	9.91	120.50	4.90	+0.95	6.6
	+20	788.02	9.87	119.46	4.86	-15.6	5.8
45	0	897.10	13.93	237.91	6.86	-18.2	2.3
	-20	878.05	13.87	235.81	6.82	-1.3	6.5
	+20	886.05	13.84	234.96	6.81	-29.5	6.1
60	0	766.99	17.00	353.79	8.37	-27.5	5.6
	-20	744.94	16.90	349.62	8.30	-5.3	10.0
	+20	760.18	16.88	349.07	8.31	-42	9.5

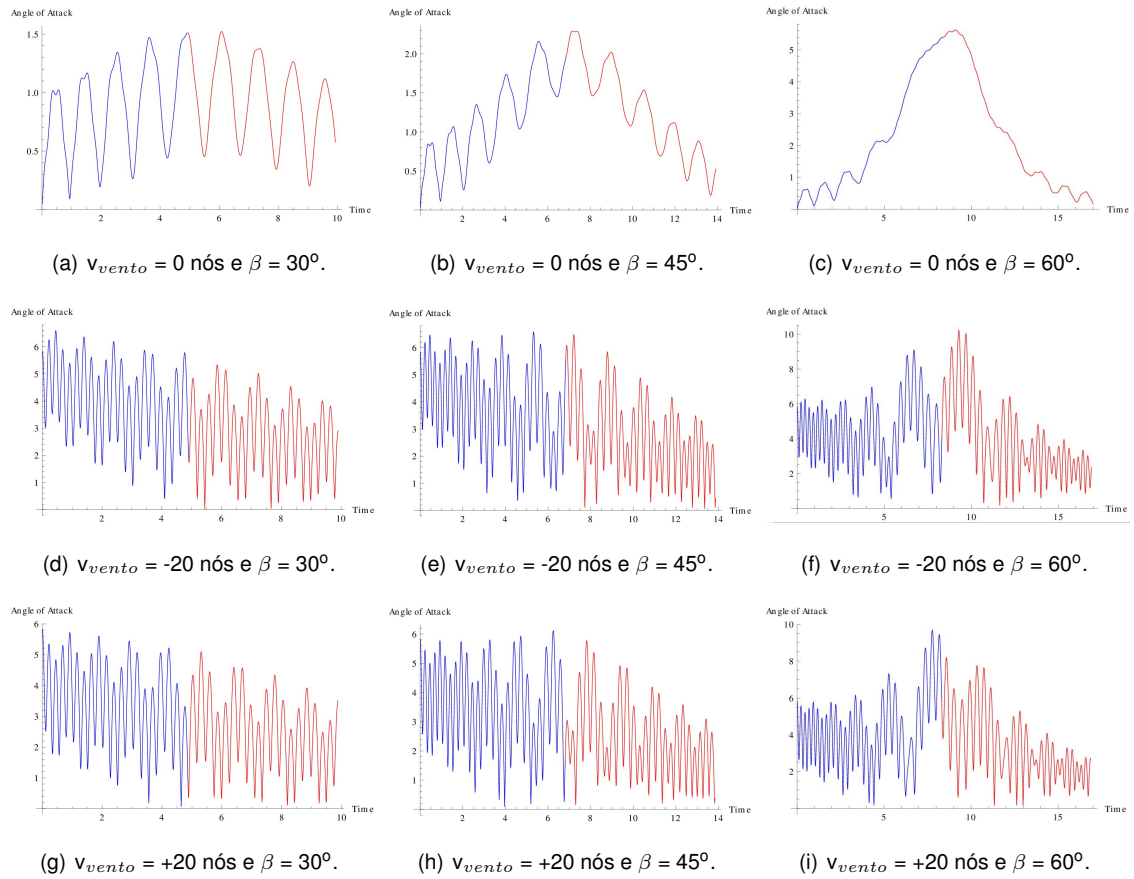


Figura 4.12: Variação do ângulo de ataque com o ângulo de lançamento e a velocidade do vento.

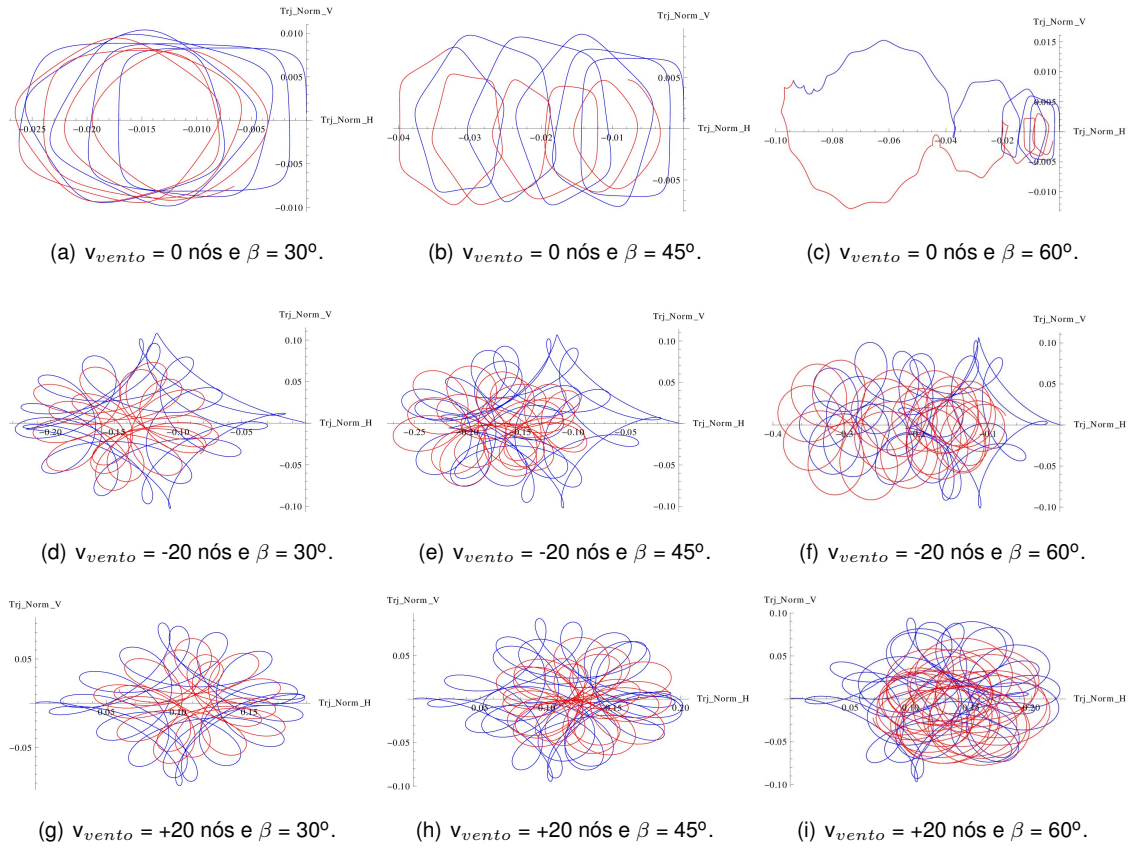


Figura 4.13: Trajetória descrita pelo nariz com o ângulo de lançamento e a velocidade do vento.

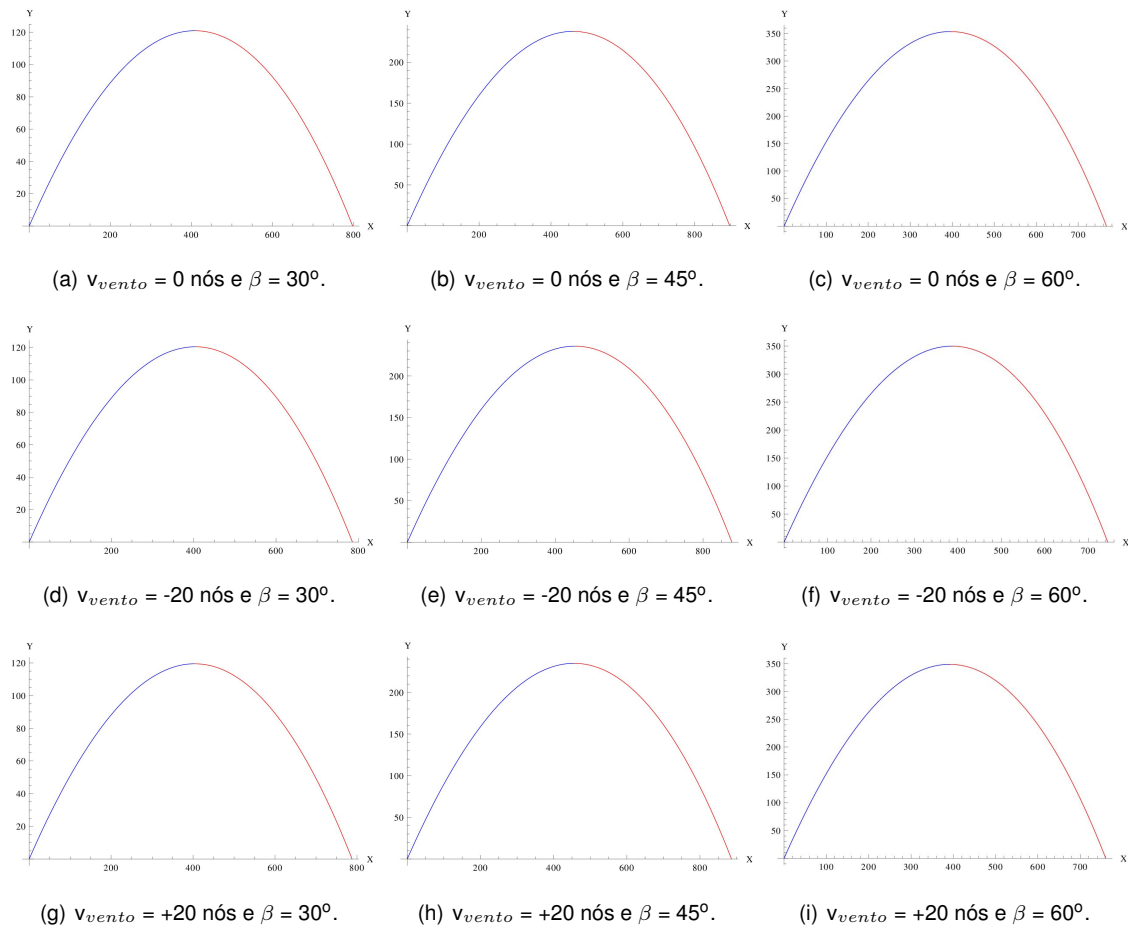


Figura 4.14: Alcance e altura com o ângulo de lançamento e a velocidade do vento.

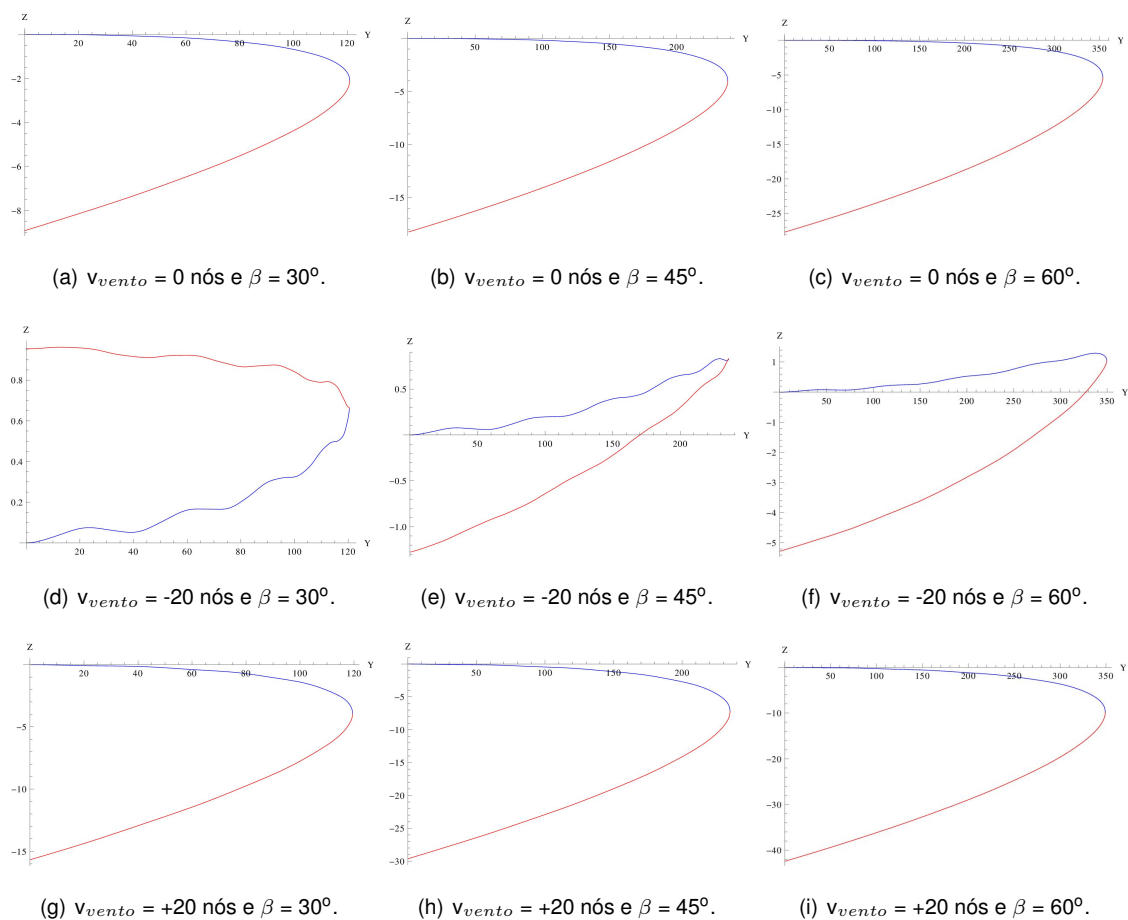


Figura 4.15: Desvio e altura com o ângulo de lançamento e a velocidade do vento.

Capítulo 5

Conclusões e Trabalhos Futuros

Com este capítulo se conclui esta Dissertação. As conclusões obtidas após a análise das diversas geometrias estudadas são apresentadas. Este capítulo termina com algumas sugestões de trabalhos futuros.

5.1 Conclusões

Foram analisadas seis diferentes geometrias a fim de se estabelecer uma comparação entre elas e comprovar qual delas se comportaria melhor no que diz respeito à estabilidade de voo, sendo este parâmetro o foco principal desta Tese. Depois de feita esta análise podemos concluir:

- O ângulo de ataque afetou significativamente o valor das forças e momentos que atuam no projétil durante o seu voo. Para $\alpha = 0^\circ$, todos os momentos e forças são praticamente nulos, à exceção da força de resistência. Contudo a força resistência não varia significativamente com o incremento do ângulo de ataque, à semelhança do que acontece com o momento *roll*. Pelo contrário, a força de sustentação e o momento *pitch* variam significativamente e de uma forma linear com este incremento.
- O ângulo de ataque máximo alcançado pelo projétil ao longo da sua trajetória está diretamente dependente do ângulo de lançamento. Na gama de ângulos de lançamento analisadas, $30^\circ < \beta < 60^\circ$, para $\beta = 60^\circ$ é sempre a situação mais crítica de o projétil poder vir a instabilizar.
- Um dos objetivos principais deste trabalho seria também aumentar a capacidade de transporte de carga, tornando assim o efeito do projétil mais eficaz. Contudo, verificou-se que não seria possível aumentar o comprimento do projétil, garantindo simultaneamente a estabilidade de voo por parte do mesmo, indo de encontro à relação $L/D < 7$ da literatura.
- Para as condições iniciais impostas para o lançamento do projétil, nomeadamente velocidade e massa, o perfil semiesférico é mais estável que o perfil cónico, este último utilizado nas munições convencionais. Assim sendo, com este novo perfil, para além de verificar o parâmetro de estabilidade, também aumenta significativamente a quantidade de carga a transportar no interior do projétil, tornando-se deste modo mais eficaz. Também é importante salientar que pelo simples facto de a velocidade à boca do tubo do obus ser muito inferior à utilizada para carga 1, passando para cerca de

metade, será necessário menor quantidade de pólvora para o lançamento do projétil, gerando-se desta forma menores valores de pressão e temperatura no interior do tubo, não sendo necessário dotar os materiais que compõem o projétil de tanta resistência a pressões e temperaturas tão elevadas.

- A localização do CG é um parâmetro preponderante no que diz respeito à estabilidade de voo do projétil, manifestando a sua importância de uma forma significativa para ângulos de lançamento na ordem dos 60°. O simples facto do CG estar mais descolado para o nariz ou para a base do projétil, quando comparado com a sua localização definida neste trabalho, influencia a trajetória descrita pelo nariz do projétil, ou seja, o projétil irá adquirir um maior valor para o ângulo de ataque. No caso da alteração da localização do CG ser ligeiramente significativa, irá instabilizar o projétil, conduzindo à sua queda prematura, sem que o mesmo alcance o objetivo a que estava destinado.

- Foram ainda testadas simulações tendo em conta a velocidade do vento. Concluiu-se que a situação mais crítica de modo a instabilizar o voo do projétil é para vento lateral com sentido negativo. Comprovou-se que o projétil FIREND 155 mm seria mais susceptível de instabilizar quando sujeito à ação do vento do que o M107. Com isto verificou-se ainda que para situações de vento lateral não existe nada nos resultados que garanta que o projétil seja estável.

- Concluiu-se ainda que o desvio lateral sofrido pelo projétil tem uma forte dependência do momento de *pitch*, sendo que quanto maior o valor da primeira derivada desse momento, menor será o valor do desvio lateral do projétil. Apresenta ainda alguma influência na variação do ângulo de ataque sendo que para maiores desvios laterais, maior será a variação do ângulo de ataque.

- Foi estabelecido um processo, verificado e validado, que permite de uma forma estruturada e sequencial caracterizar as especificidades de uma munição no que diz respeito à balística externa. Esta metodologia será de grande importância nos desenvolvimentos futuros do projeto. Note-se que, ainda que esta forma seja considerada, muitos outros aspectos como o interior da munição ou o material em que é fabricada têm implicações na massa, nos momentos de inércia, no CG, entre outros.

- Segundo a metodologia e parâmetros definidos, é expectável obter resultados aerodinâmicos e de balística externa com um erro associado inferior a 2%.

5.2 Trabalhos Futuros

Tendo em conta alguns aspetos fundamentais que não foram abordados no âmbito desta Dissertação visto que ultrapassavam os objetivos propostos, mas que foram surgindo ao longo da elaboração da mesma, seria interessante a realização de alguns estudos de modo a que todo este projeto, que já remonta ao ano de 2005, tivesse continuidade. O objetivo desses mesmos estudos visa dar resposta a qualquer eventualidade que possa surgir. Para além dos temas já propostos no passado, os principais aspetos aos quais é necessário uma atenção particular são:

- Estudo aerodinâmico do projétil para condições meteorológicas adversas, incluindo nas simulações rajadas de vento.

- Escolha apropriada dos materiais que suportem os requisitos impostos, quer a resistência à pressão e temperatura, quer a massa específica de cada componente do projétil, de forma a respeitar

a massa total, bem como o seu CG e respectivos momentos de inércia.

- Estudar a estabilidade do projétil para uma velocidade mais elevada que a imposta para a realização desta Dissertação, de modo a que o projétil consiga atingir um alcance maior, podendo desta forma fazer-se tiro a uma distância superior do objetivo.

Bibliografia

- [1] F. Lima, “Desenvolvimento de munições de artilharia para combate a incêndios florestais,” Master's thesis, Lisboa: Instituto Superior Técnico, 2005.
- [2] C. Castanheira, “Fabrico e ensaio balístico em condições reais de conceito melhorado de um projétil de detonação mecânica,” Master's thesis, Lisboa: Instituto Superior Técnico, 2012.
- [3] J. Calado, “Projeto de um projétil de calibre 155mm para combate a incêndios florestais,” Master's thesis, Lisboa: Instituto Superior Técnico, 2013.
- [4] E. Dias and L. Quinto, “Desenvolvimento de um projétil de accionamento mecânico,” Master's thesis, Lisboa: Instituto Superior Técnico, 2006.
- [5] E. Dias, “Desenvolvimento do conceito, fabrico e ensaio de um projétil mecânico para combate a incêndios florestais: FIREND,” Master's thesis, Lisboa: Instituto Superior Técnico, 2007.
- [6] J. Balula, “Fabrico para ensaio de conceito melhorado de um projétil de detonação mecânica para o combate a incêndios florestais,” Master's thesis, Lisboa: Instituto Superior Técnico, 2008.
- [7] O. Miranda, “Sistema de deteção de posição,” Master's thesis, Lisboa: Instituto Superior Técnico, 2013.
- [8] D. Carlucci and S. Jacobson, *Ballistics: Theory and Design of Guns and Ammunition*. Taylor & Francis, 2007.
- [9] L. M. Barbosa, A. L. Blanco, D. P. Dutra, W. C. Santana, and J. D. Abrunhosa, “A critical evaluation of three models of external ballistics,” in *18th International Congress of Mechanical Engineering, November 6-11, Ouro Preto, MG*, 2005.
- [10] M. Khalil, “Dispersion analysis for spinning artillery projectile,” in *ASAT-13FM-03, 13th International conf. Aerospace Science & Aviation Technology*.
- [11] R. Nennstiel, “How do bullets fly?” *AFTE Journal*, vol. 28, no. 2, April 1996.
- [12] R. McCoy, *Modern Exterior Ballistics: The Launch and Flight Dynamics of Symmetric Projectiles*, ser. Schiffer military history. Schiffer Publishing, Limited, 2012.
- [13] M. Suliman, O. Mahmoud, M. Al-Sanabawy, and O. Abdel-Hamid, “Computational investigation of base drag reduction for a projectile at different flight regimes,” in *13th International Conference on*

Aerospace Sciences and Aviation Technology, ASAT-13, Military Technical College, Cairo, Egypt (26–28 May 2009) Paper ASAT-13-FM-05, 2009.

- [14] J. Kokes, M. Costello, and J. Sahu, “Generating an aerodynamic model for projectile flight simulation using unsteady, time accurate computational fluid dynamic results,” DTIC Document, Tech. Rep., 2006.
- [15] J. Anderson, *Modern Compressible Flow: With Historical Perspective*, ser. Aeronautical and Aerospace Engineering Series. McGraw-Hill Education, 2003.
- [16] A. S. Vianna Jr, F. de Siqueira, L. R. Quintal, and A. L. S. Lima, “CFD e a defesa química,” *Revista Virtual de Química*, vol. 6, no. 3, pp. 815–832, 2014.
- [17] W. C. Tan and W. L. Sor, “Aerodynamic validation of emerging projectile and missile configurations,” Ph.D. dissertation, Monterey, California. Naval Postgraduate School, 2010.
- [18] N. R. Patel, W. B. Sturek, and G. A. Smith, “Parallel computation of supersonic flows using a three-dimensional, zonal, navier-stokes code,” DTIC Document, Tech. Rep., 1989.
- [19] J. Sahu, “Time-accurate numerical prediction of free flight aerodynamics of projectiles,” in *Proceedings of the HPCMP Users Group Conference*. IEEE Computer Society, 2006, pp. 66–72.
- [20] U. Government, *Time-Accurate Computations of Free-Flight Aerodynamics of a Spinning Projectile with and Without Flow Control*. General Books, 2011.
- [21] J. Garibaldi, M. Storti, L. Battaglia, and J. D’ElÁa, “Numerical simulations of the flow around a spinning projectile in subsonic regime,” *Latin American applied research*, vol. 38, pp. 241 – 247, 07 2008.
- [22] W. Roetzel, W. Czarnetzki, and T. Maier, “Fast calculation of direct fire trajectories taking the Earth’s rotation into account,” *Computational Ballistics III*, May 2007.
- [23] W. Roetzel, “Analytical calculation of trajectories using a power law for the drag coefficient variation with Mach number,” *WIT transactions on modelling and simulation*, pp. 303–312, 2005.
- [24] “Star-CCM+, User Guide, version 8.02, CD-Adapco,” 2013.
- [25] *MT 20 - Manual de Munições de Artilharia de Campanha*, 2005.

Apêndice A

Apêndices

A.1 Geometrias

A.1.1 Condições Específicas das Geometrias

As principais alterações realizadas no que toca à munição convencional M107 para a obtenção da geometria final do projétil FIREND 155 mm incidiram sobre os seguintes aspectos:

- massas específicas de cada componente que constitui o projétil;
- geometria exterior, que passou a ter um nariz semiesférico, abandonando a sua forma cónica convencional;
- geometria interior, disponibilizando maior capacidade de transporte de material.

Na tabela A.1 podem-se observar as principais diferenças ao nível das massas específicas dos diversos componentes, que resultaram na alteração da massa total do projétil, bem como dos seus momentos de inércia.

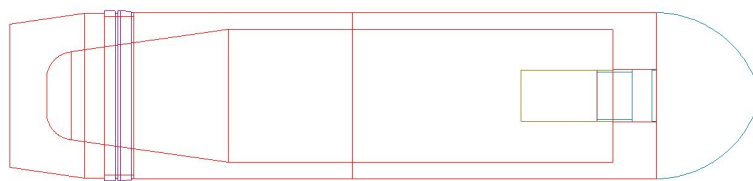
Tabela A.1: Massas específicas dos diferentes projéteis.

	Projétil M107	Projétil FIREND 155 mm
Componentes	ρ (kg/m ³)	ρ (kg/m ³)
Body	7,492	1,342
Fuze	4,521	0,810
HE	1,708	0,307
Booster	0,506	0,092
Band	8,304	1,487

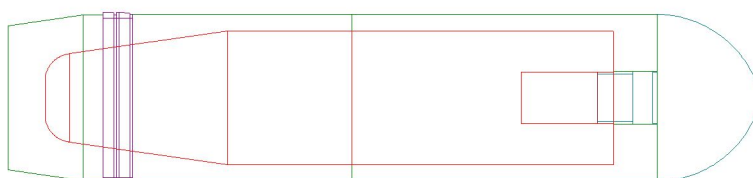
Na tabela A.2 estão discriminadas as dimensões de cada um dos diversos componentes que constituem o projétil FIREND 155 mm, sendo que cada componente está representado pela cor vermelha, para que se distinga dos restantes, na figura A.1.

Tabela A.2: Dados técnicos do projétil FIREND 155 mm.

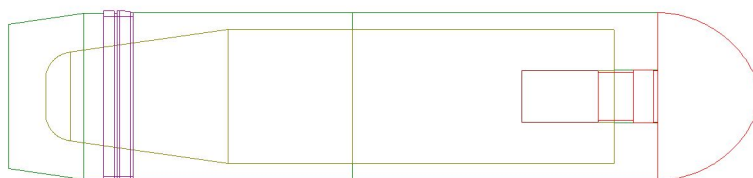
Componentes	DE (mm)	DD (mm)	L (mm)	Ref_L (mm)	R_c (mm)
Corpo	133.731	153.924	70.100	0	0.000
	153.924	153.924	17.900	70.100	0.000
	147.100	147.100	27.900	88.000	0.000
	154.700	154.700	203.390	115.900	0.000
	154.700	154.700	282.710	319.290	0.000
	31.000	81.800	22.710	34.540	25.400
	81.800	123.440	146.460	57.250	0.000
	123.440	123.440	115.580	203.710	0.000
	123.440	123.440	242.220	319.290	0.000
	49.260	49.260	40.490	561.510	0.000
Carga	31.000	81.800	22.710	0.000	25.400
	81.800	123.440	146.460	22.710	0.000
	123.440	123.440	115.580	169.170	0.000
	123.440	123.440	242.220	284.750	0.000
	48.000	48.000	85.494	441.476	0.000
Nariz	43.650	43.650	32.870	0.000	0.000
	49.264	49.264	18.250	32.870	0.000
	47.400	47.400	4.200	51.120	0.000
	154.700	13.000	95.100	55.320	100.000
Intensificador	48.000	48.000	70.660	0.000	0.000
Cinta de travamento	157.890	157.890	10.160	0.000	0.000
	153.670	153.670	2.540	10.160	0.000
	154.700	154.700	2.500	25.400	0.000
	147.100	147.100	27.900	0.000	0.000
	157.890	157.890	2.540	12.700	0.000
	157.890	157.890	10.160	15.240	0.000



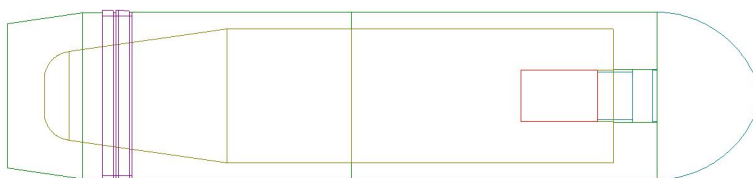
(a) Corpo.



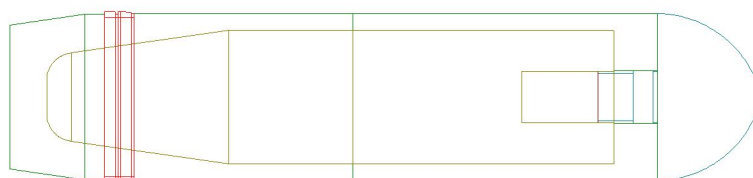
(b) Carga.



(c) Nariz.



(d) Intensificador.



(e) Cinta de travamento.

Figura A.1: Descrição dos diversos componentes do projétil FIREND 155 mm.

A.1.2 Diferentes Geometrias Estudadas

A.1.2.1 Versão 1

Tabela A.3: Diferentes limites em função da velocidade do vento para a geometria versão 1.

v_{vento} (nós)	x_{max} (m)	t_{voo} (s)	h_{max} (m)	$t_{h_{max}}$ (s)	z_{max} (m)	α_{max} (°)
0	780.18	17.10	358.00	8.44	-31	6.6
-20	756.74	16.97	353.32	8.36	-9.5	10.5
+20	774.14	16.97	352.75	8.37	-43	10.0

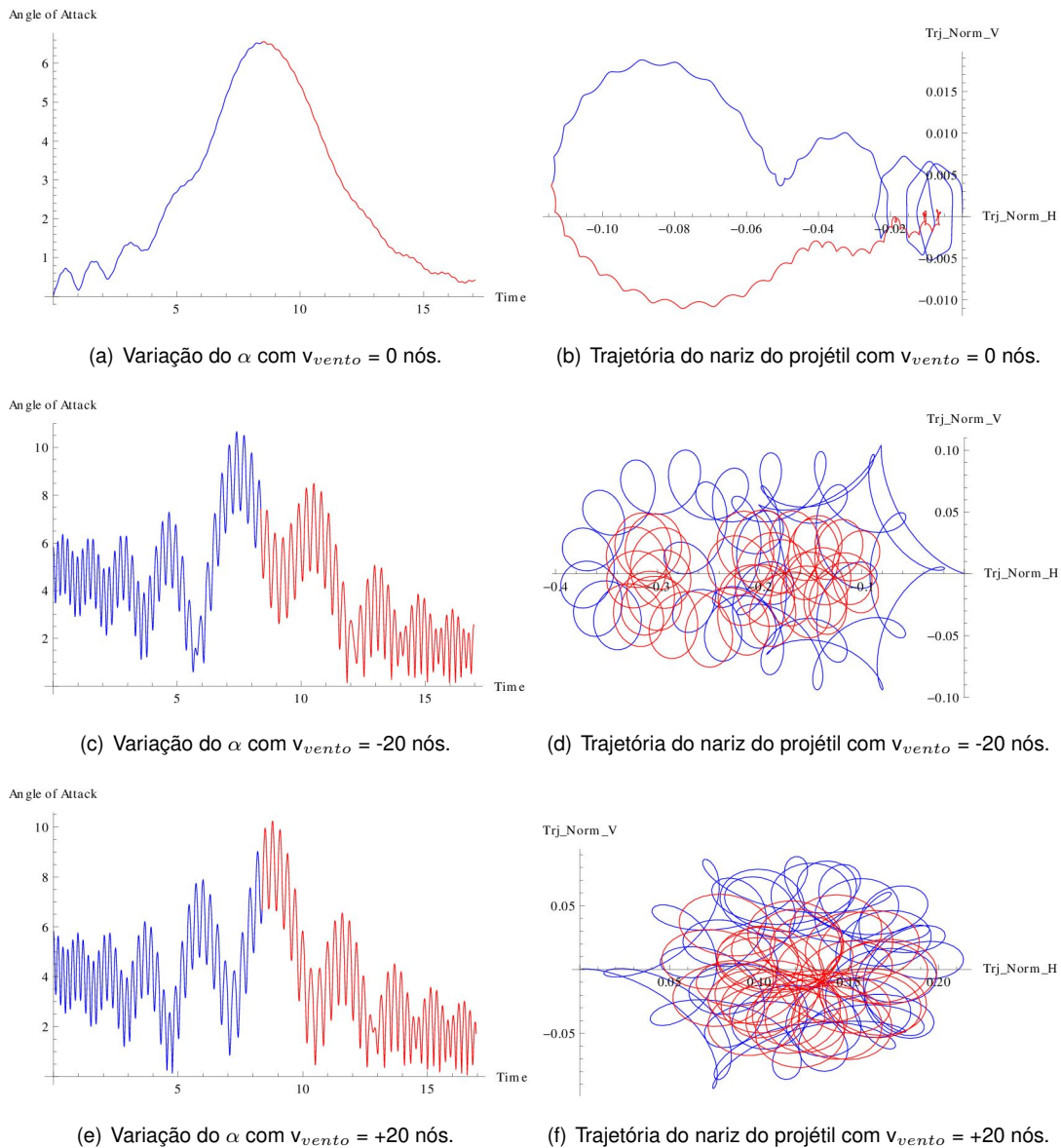
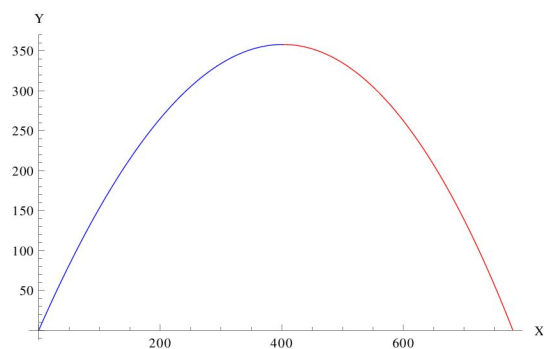
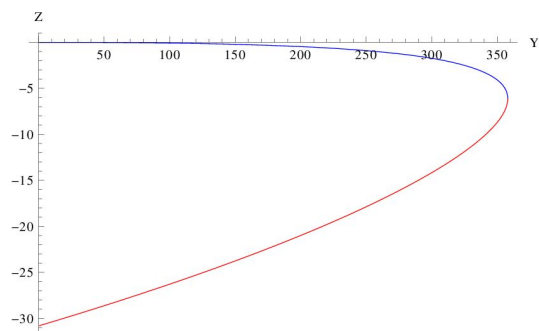


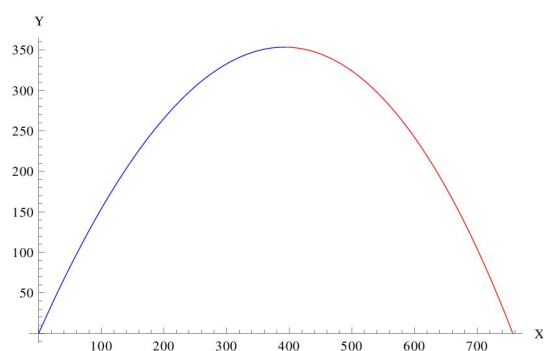
Figura A.2: Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil versão 1.



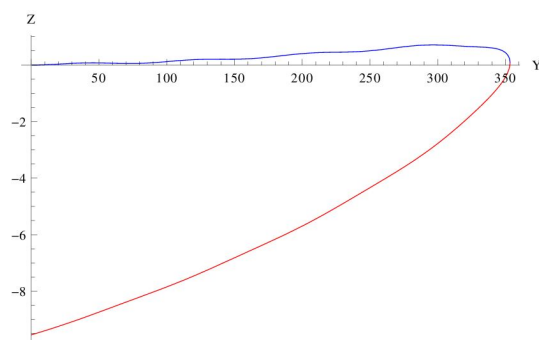
(a) Alcance e altura com $v_{vento} = 0$ nós.



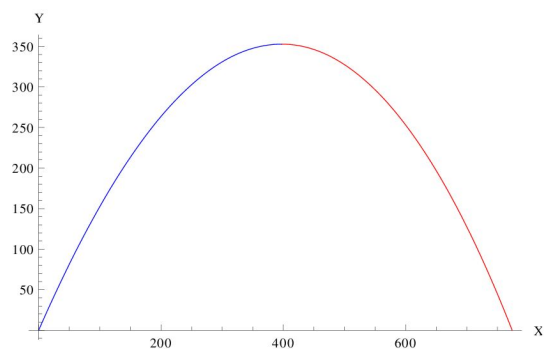
(b) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = 0$ nós.



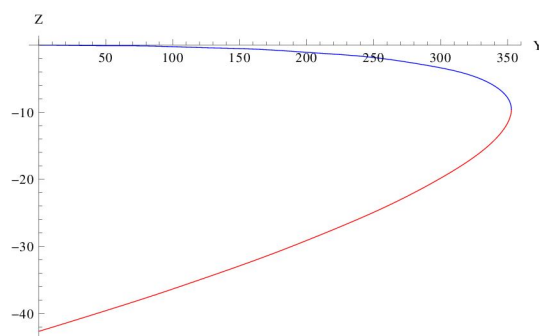
(c) Alcance e altura com $v_{vento} = -20$ nós.



(d) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = -20$ nós.

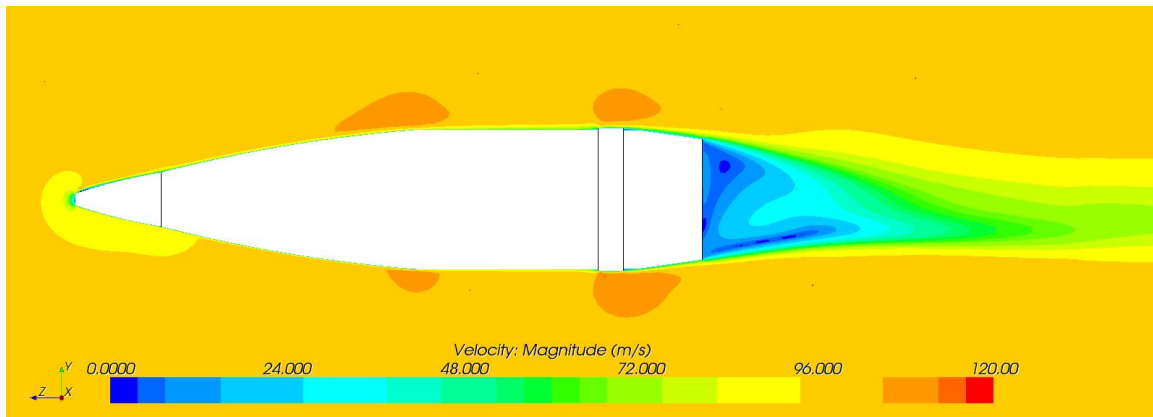


(e) Alcance e altura com $v_{vento} = +20$ nós.

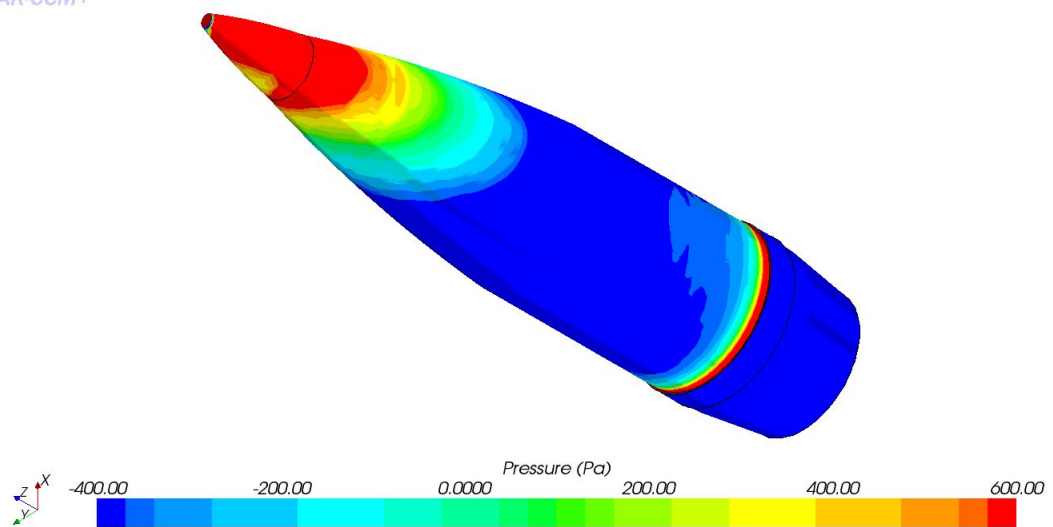


(f) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = +20$ nós.

Figura A.3: Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil versão 1.



(a) Variação da velocidade para $\alpha = 4^\circ$.



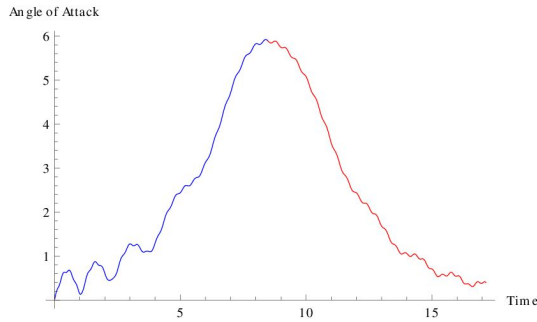
(b) Distribuição da pressão na parede para $\alpha = 4^\circ$.

Figura A.4: Características obtidas em CFD para o projétil da versão 1.

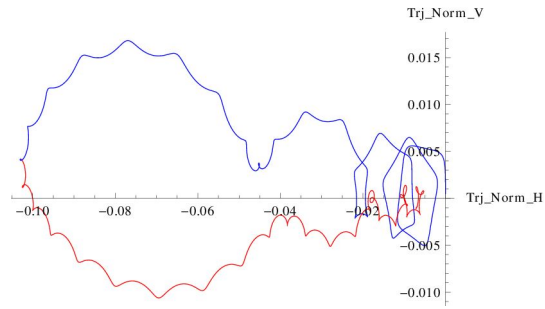
A.1.2.2 Versão 2

Tabela A.4: Diferentes limites em função da velocidade do vento para a geometria versão 2.

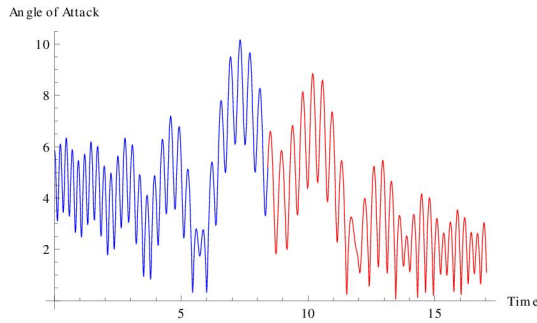
v_{vento} (nós)	x_{max} (m)	t_{voo} (s)	h_{max} (m)	$t_{h_{max}}$ (s)	z_{max} (m)	α_{max} (°)
0	790.32	17.15	360.25	8.48	-26	6.1
-20	770.12	17.05	356.28	8.21	-7.3	10.3
+20	784.71	17.04	355.81	8.42	-37	10.0



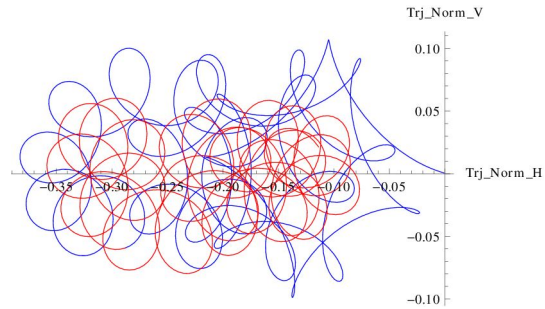
(a) Variação do α com $v_{vento} = 0$ nós.



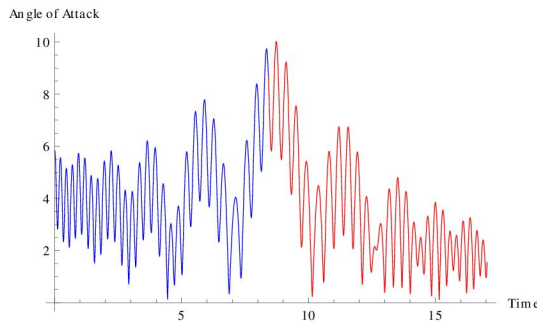
(b) Trajetória do nariz do projétil com $v_{vento} = 0$ nós.



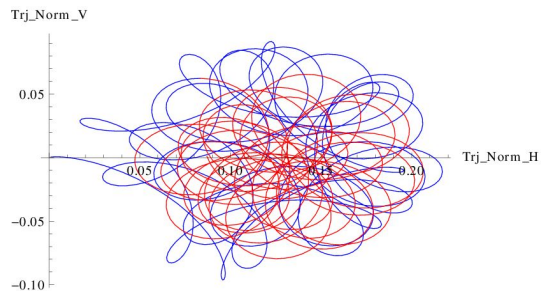
(c) Variação do α com $v_{vento} = -20$ nós.



(d) Trajetória do nariz do projétil com $v_{vento} = -20$ nós.

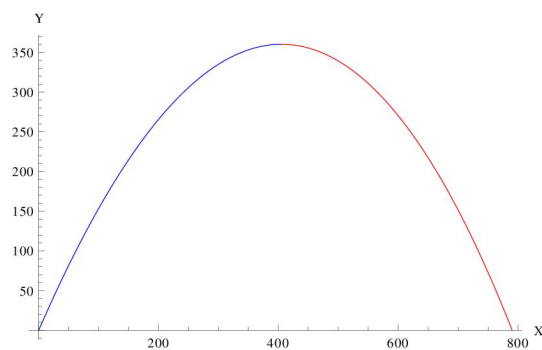


(e) Variação do α com $v_{vento} = +20$ nós.

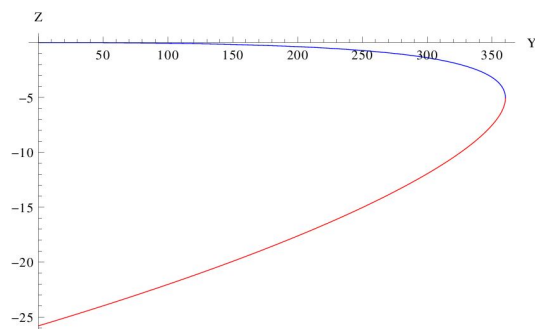


(f) Trajetória do nariz do projétil com $v_{vento} = +20$ nós.

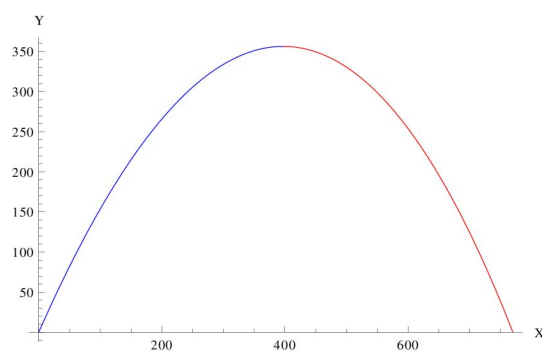
Figura A.5: Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil versão 2.



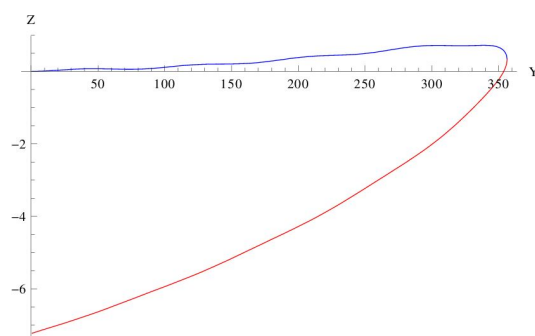
(a) Alcance e altura com $v_{vento} = 0$ nós.



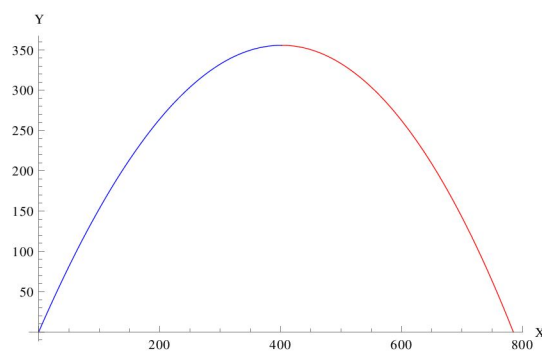
(b) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = 0$ nós.



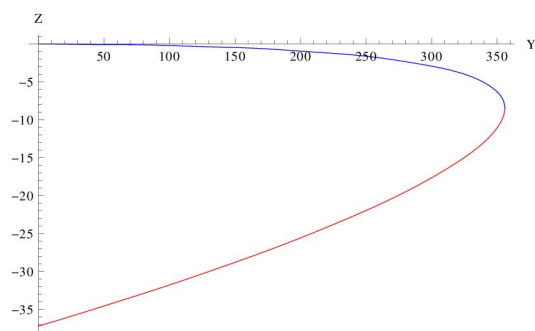
(c) Alcance e altura com $v_{vento} = -20$ nós.



(d) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = -20$ nós.

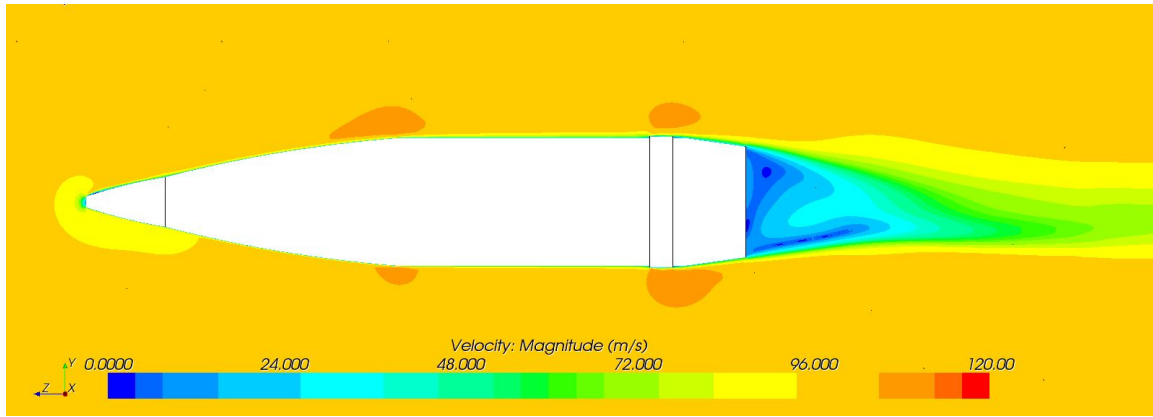


(e) Alcance e altura com $v_{vento} = +20$ nós.

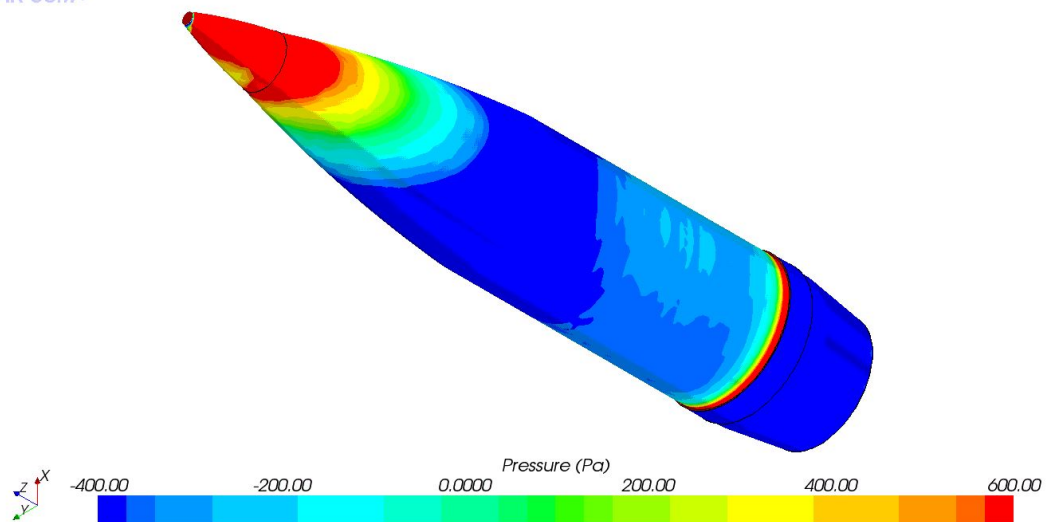


(f) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = +20$ nós.

Figura A.6: Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil versão 2.



(a) Variação da velocidade para $\alpha = 4^\circ$.



(b) Distribuição da pressão na parede para $\alpha = 4^\circ$.

Figura A.7: Caraterísticas obtidas em CFD para o projétil da versão 2.

A.1.2.3 Versão 3

Tabela A.5: Diferentes limites em função da velocidade do vento para a geometria versão 3.

v_{vento} (nós)	x_{max} (m)	t_{voo} (s)	h_{max} (m)	$t_{h_{max}}$ (s)	z_{max} (m)	α_{max} (°)
0	798.28	17.20	362.11	8.51	-22	5.8
-20	779.49	17.10	358.44	8.45	-5.4	10.5
+20	792.37	17.10	358.05	8.45	-33	10.0

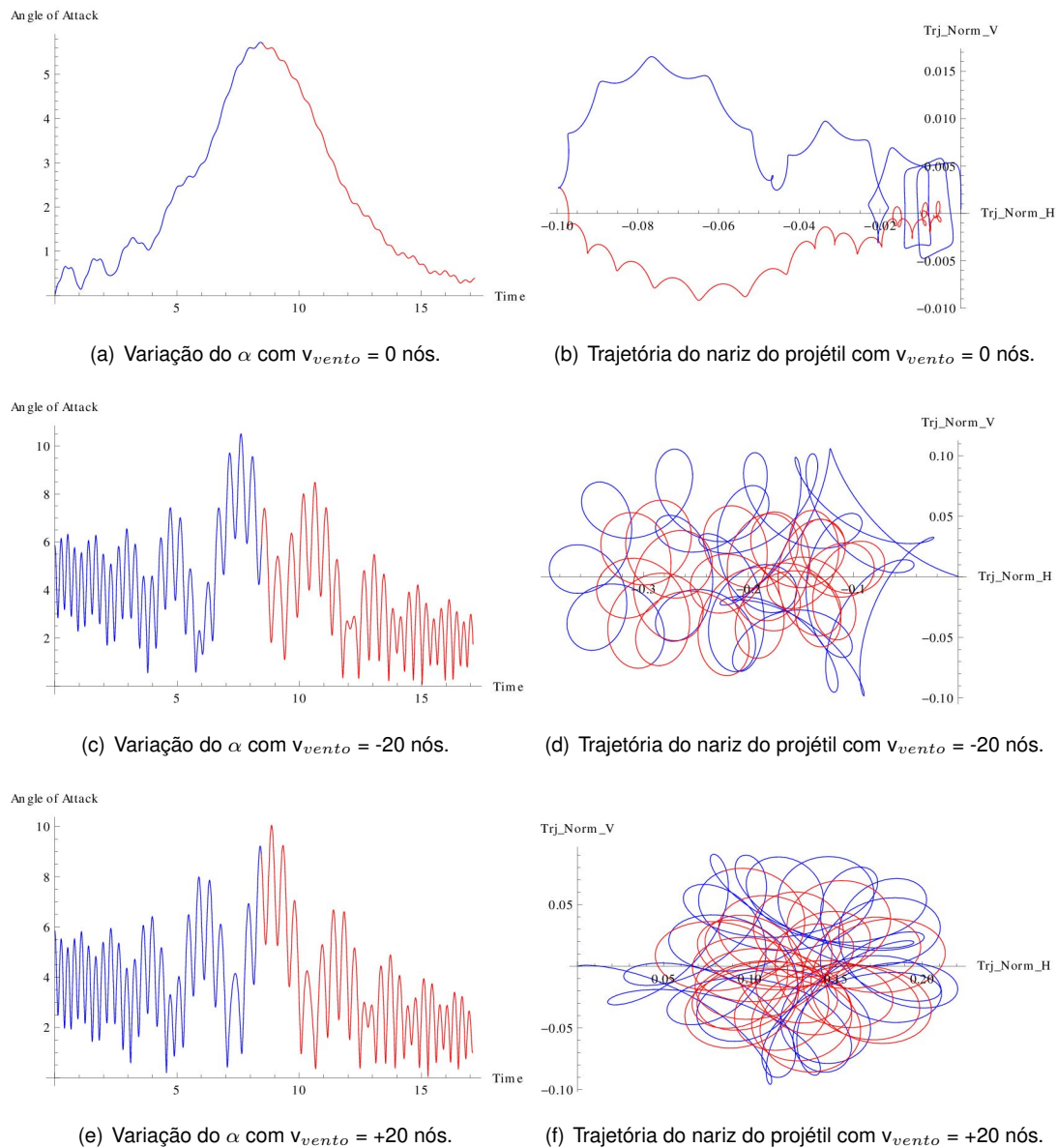
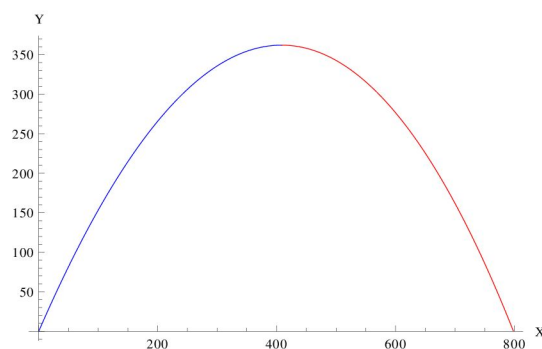
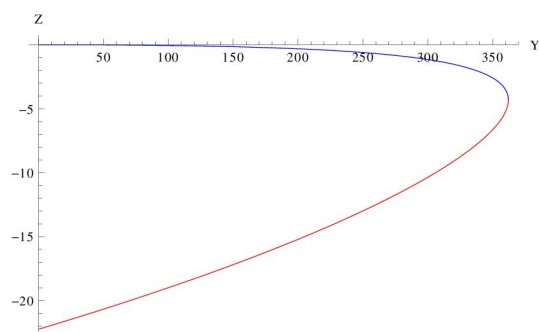


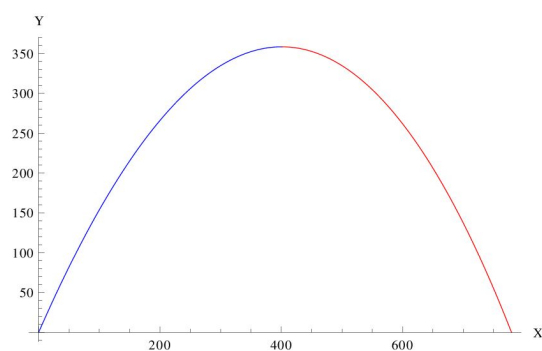
Figura A.8: Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil versão 3.



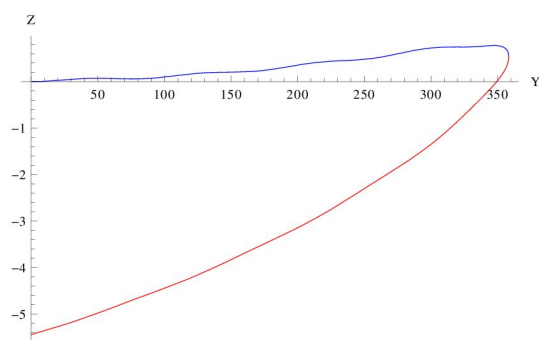
(a) Alcance e altura com $v_{vento} = 0$ nós.



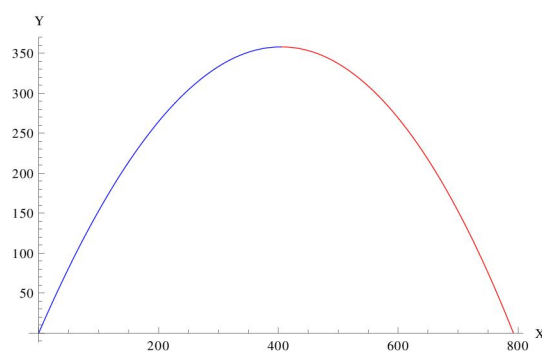
(b) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = 0$ nós.



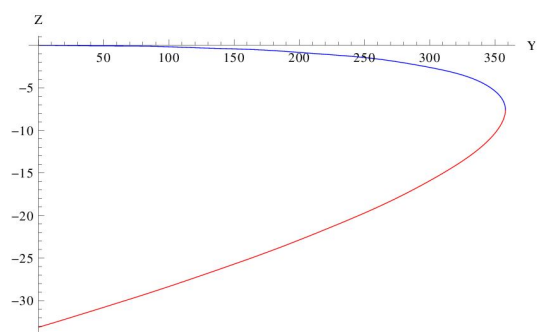
(c) Alcance e altura com $v_{vento} = -20$ nós.



(d) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = -20$ nós.

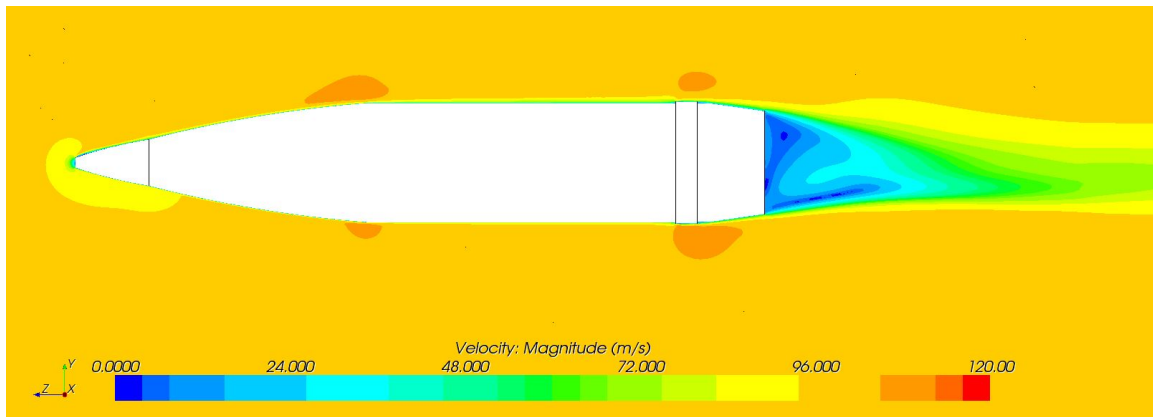


(e) Alcance e altura com $v_{vento} = +20$ nós.

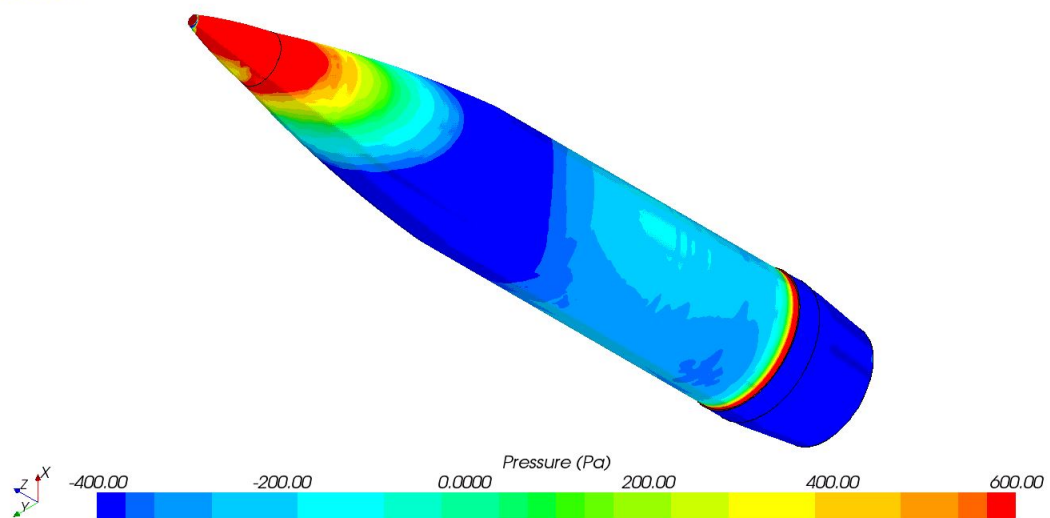


(f) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = +20$ nós.

Figura A.9: Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil versão 3.



(a) Variação da velocidade para $\alpha = 4^\circ$.



(b) Distribuição da pressão na parede para $\alpha = 4^\circ$.

Figura A.10: Características obtidas em CFD para o projétil da versão 3.

A.1.2.4 Versão 5

Tabela A.6: Diferentes limites em função da velocidade do vento para a geometria versão 5.

v_{vento} (nós)	x_{max} (m)	t_{voo} (s)	h_{max} (m)	$t_{h_{max}}$ (s)	z_{max} (m)	α_{max} (°)
0	777.15	17.07	356.41	8.42	-23.5	5.4
-20	758.02	16.98	352.73	8.35	-3.4	9.8
+20	770.87	16.97	352.25	8.36	-37	9.5

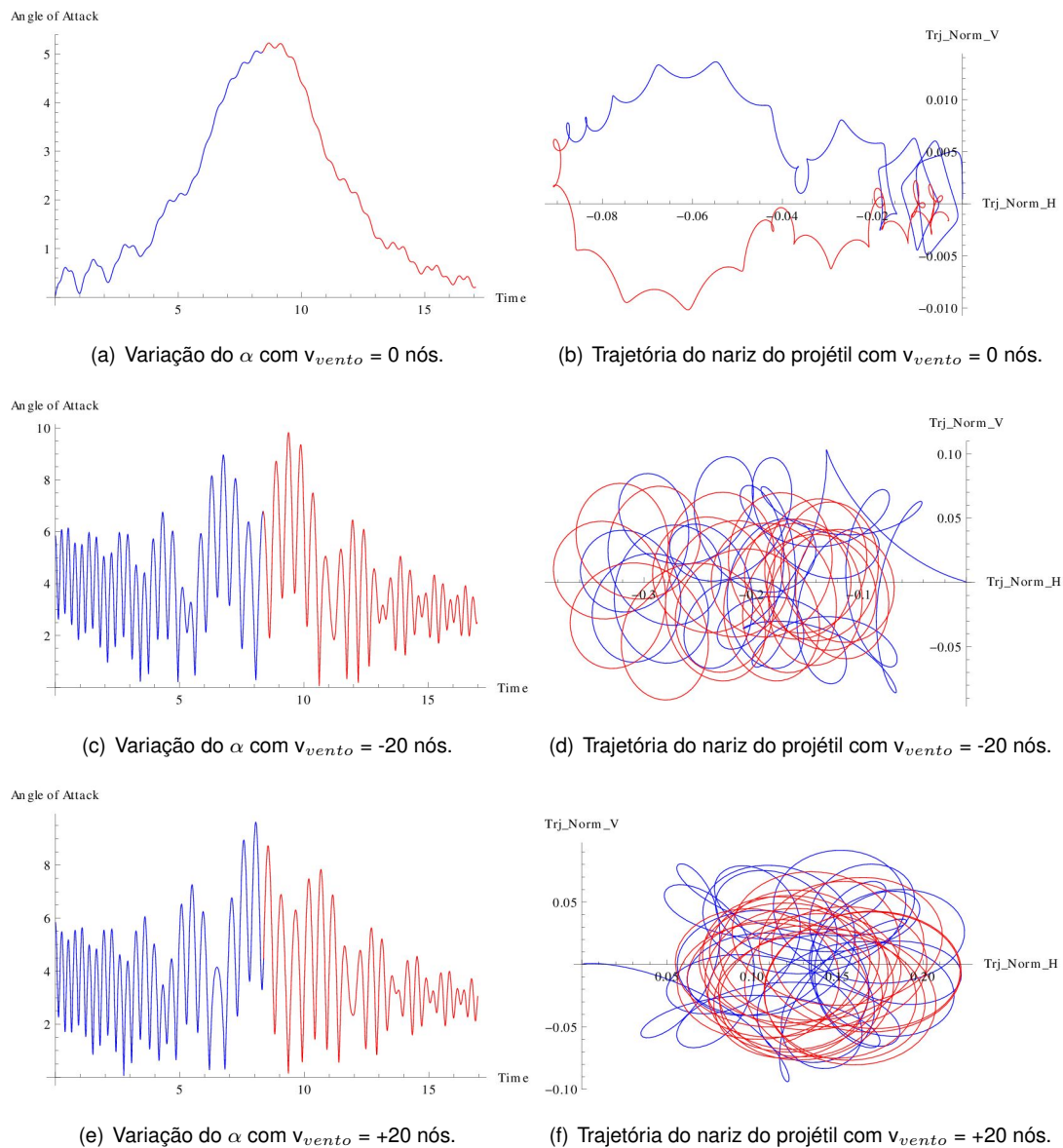
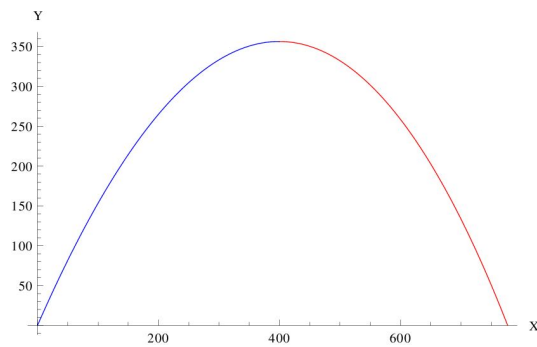
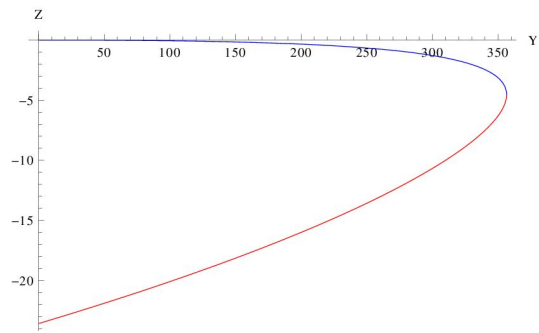


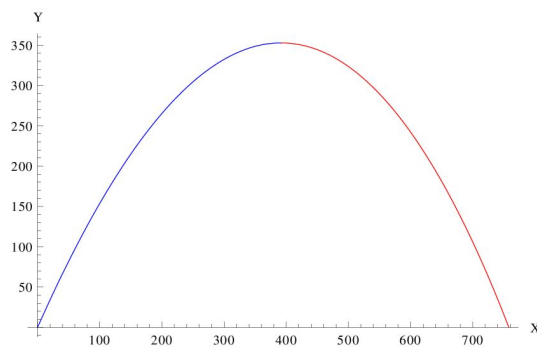
Figura A.11: Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil versão 5.



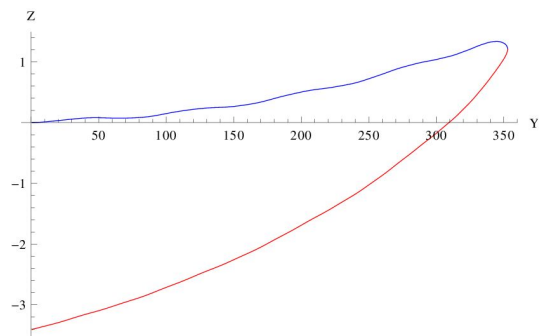
(a) Alcance e altura com $v_{vento} = 0$ nós.



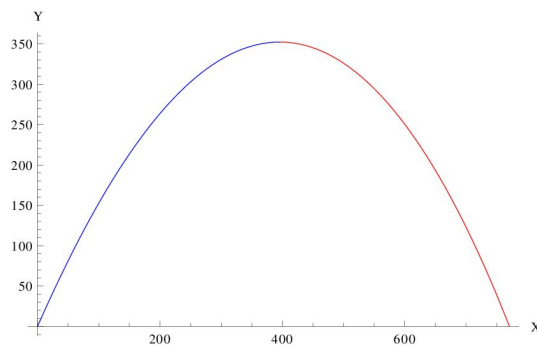
(b) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = 0$ nós.



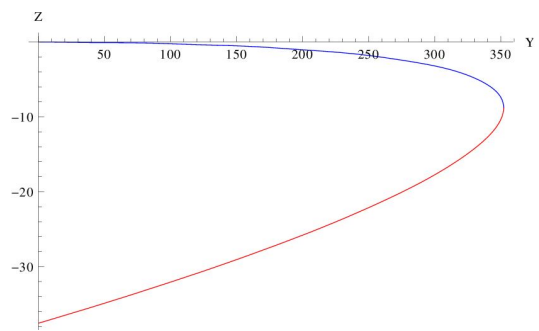
(c) Alcance e altura com $v_{vento} = -20$ nós.



(d) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = -20$ nós.

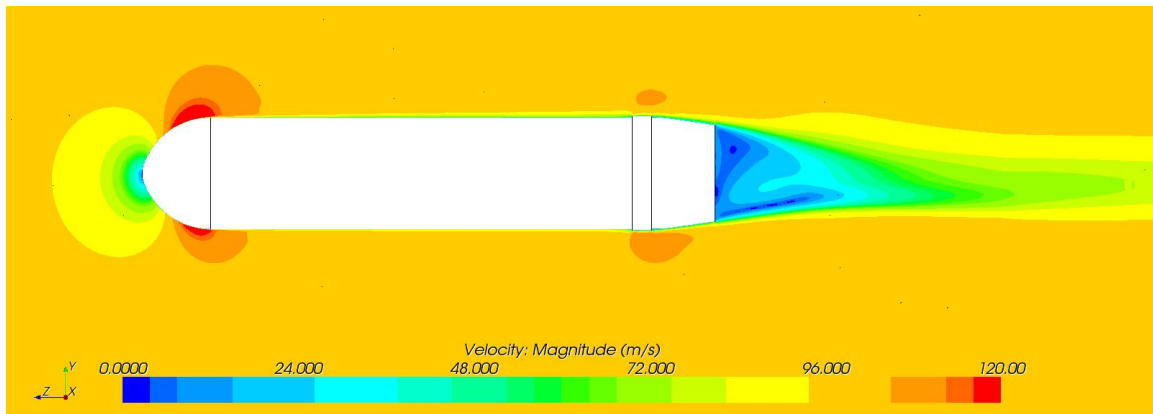


(e) Alcance e altura com $v_{vento} = +20$ nós.

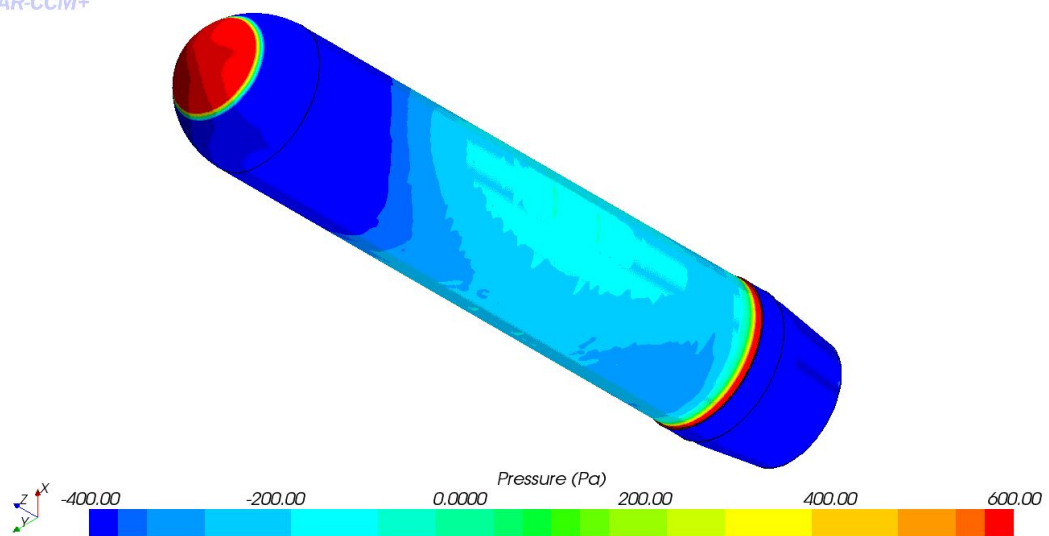


(f) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = +20$ nós.

Figura A.12: Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil versão 5.



(a) Variação da velocidade para $\alpha = 4^\circ$.



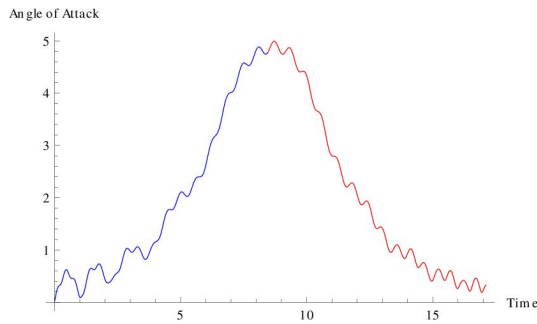
(b) Distribuição da pressão na parede para $\alpha = 4^\circ$.

Figura A.13: Características obtidas em CFD para o projétil da versão 5.

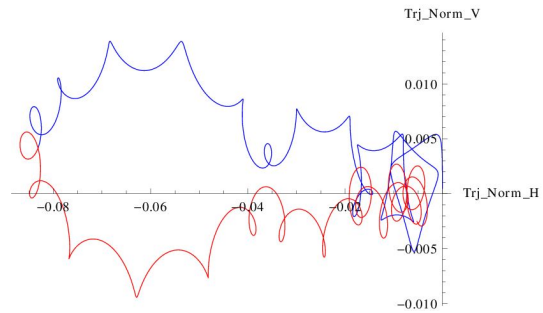
A.1.2.5 Versão 6

Tabela A.7: Diferentes limites em função da velocidade do vento para a geometria versão 6.

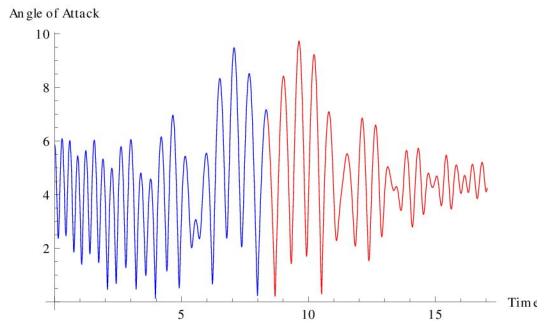
v_{vento} (nós)	x_{max} (m)	t_{voo} (s)	h_{max} (m)	$t_{h_{max}}$ (s)	z_{max} (m)	α_{max} (°)
0	784.73	17.12	358.27	8.45	-20	5.1
-20	767.19	17.04	355.03	8.39	-1.5	9.5
+20	777.77	17.03	354.52	8.39	-34	9.8



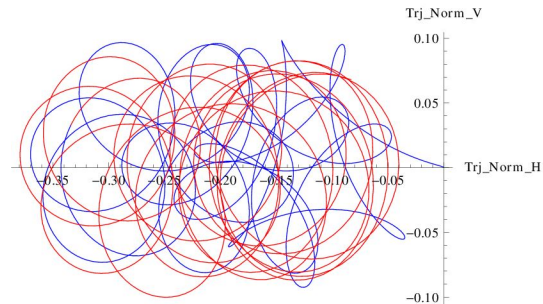
(a) Variação do α com $v_{vento} = 0$ nós.



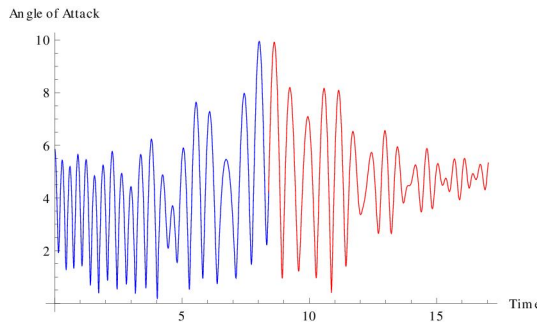
(b) Trajetória do nariz do projétil com $v_{vento} = 0$ nós.



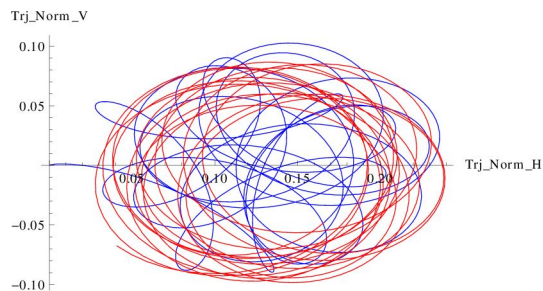
(c) Variação do α com $v_{vento} = -20$ nós.



(d) Trajetória do nariz do projétil com $v_{vento} = -20$ nós.

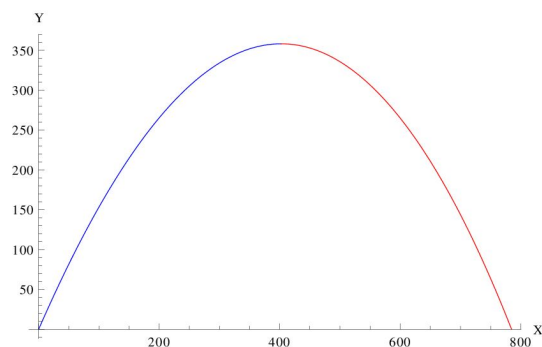


(e) Variação do α com $v_{vento} = +20$ nós.

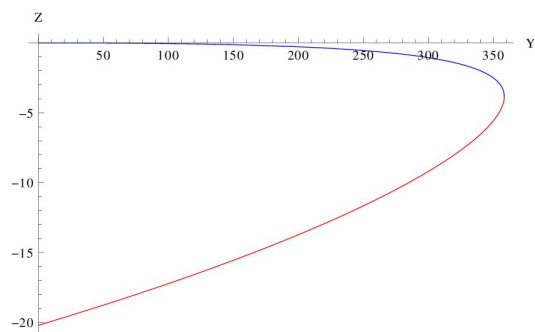


(f) Trajetória do nariz do projétil com $v_{vento} = +20$ nós.

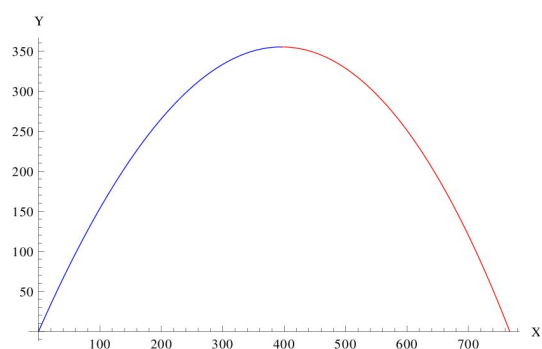
Figura A.14: Variação do ângulo de ataque e trajetória do nariz do projétil versão 6.



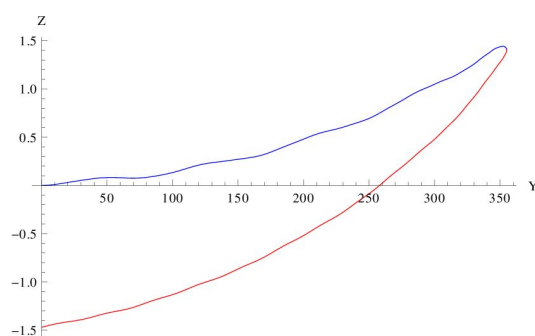
(a) Alcance e altura com $v_{vento} = 0$ nós.



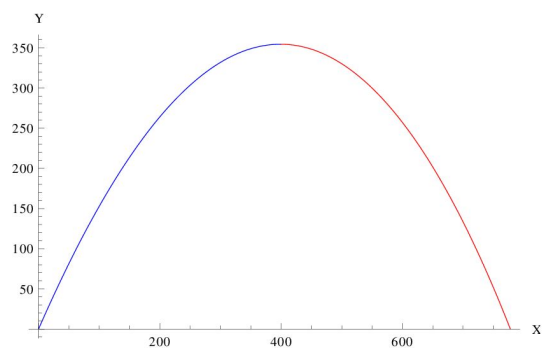
(b) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = 0$ nós.



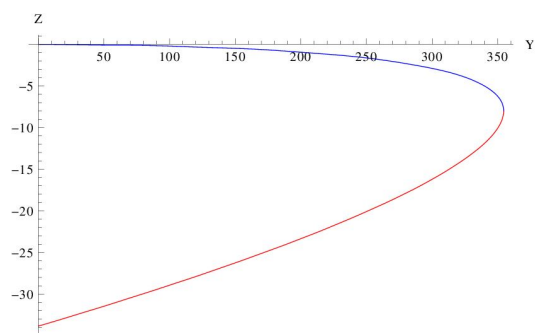
(c) Alcance e altura com $v_{vento} = -20$ nós.



(d) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = -20$ nós.

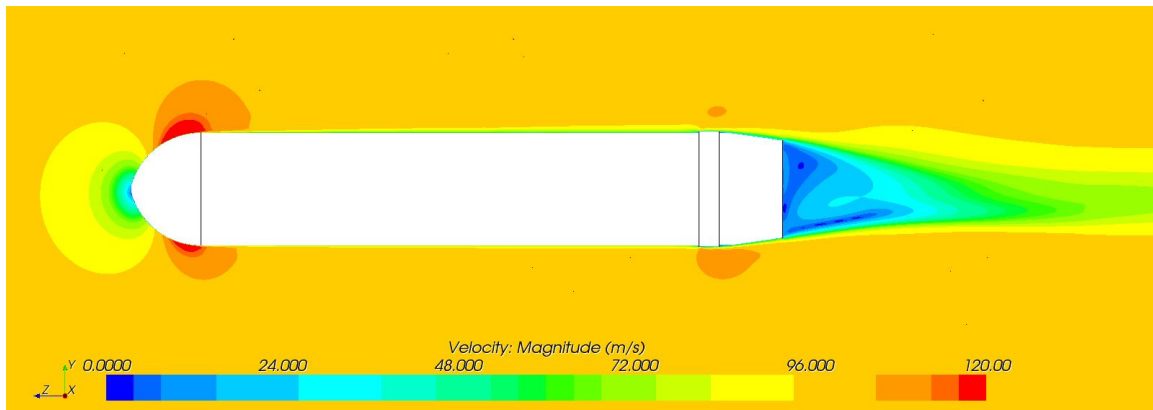


(e) Alcance e altura com $v_{vento} = +20$ nós.

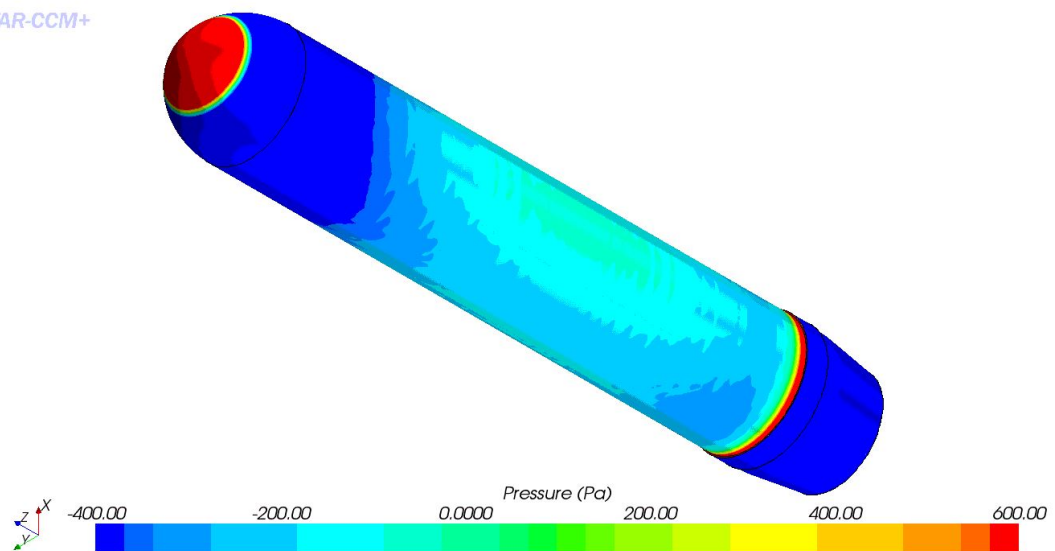


(f) Desvio lateral e altura com $v_{vento} = +20$ nós.

Figura A.15: Variação do alcance, altura e desvio lateral do projétil versão 6.



(a) Variação da velocidade para $\alpha = 4^\circ$.



(b) Distribuição da pressão na parede para $\alpha = 4^\circ$.

Figura A.16: Características obtidas em CFD para o projétil da versão 6.